

S. FRATI

L'ALIANTE



DOTT. ING. STELIO FRATI

Del «Centro Studi ed Esperienze per il Volo a Vela» del Politecnico di Milano

L'ALIANTE

**ELEMENTI DI PROGETTO DEI MODERNI ALIANTI
VELEGGIATORI - AERODINAMICA - DISEGNO
CALCOLO STATICO - STRUTTURE**

Con 256 illustrazioni, numerosi esempi
di calcolo ed una raccolta di 36 fra i
più noti alianti italiani e stranieri

HOEPLI EDITORE

1946

LIBRERIA GATTI EDITRICE

1991

Il reprint 1991 di questo libro,
originariamente pubblicato nel
1946, è stato regolarmente
autorizzato dall'autore
Ing. Stelio Frati
e dalla Casa Editrice Hoepli di Milano
che qui ringraziamo.

La presentazione della riproduzione
è stata curata dall'Ing. Ciani del
Centro Studi del Volo a Vela Alpino
di Calcinate del Pesce (VA).

La ristampa 1991
è stata voluta e organizzata dalla
Libreria Gatti Editrice
via Spartaco 35, 20135 Milano.

Copyright © Hoepli spa, Milano 1946
Reprint su licenza della Casa Editrice
Libreria Ulrico Hoepli Spa Milano.

PRESENTAZIONE DELLA RISTAMPA

Quando ho saputo che volevano far questa ristampa — e poi mi hanno chiesto questa «presentazione» — confesso di essere rimasto assai scosso. Ma come, mi son detto, se vogliono ristampar pari pari, senza una virgola in più, qui vogliono salvare un valore storico; guarda guarda, un libro uscito quando già correvo dietro alle gonnelle è «storico»; allora è meglio star lontano dagli antiquari, che se mi acchiappano poi mi mettono in vetrina (come pezzo storico).

Poi però mi sono consolato, un po' pensando che l'unico mezzo per schivar la vecchiaia è quello di morir giovani, e un po' di più osservando che il libro — così com'è — è ancora valido: ossia, giralo e voltalo, è un manuale che insegna quelle poche decine di ragionamenti che bisogna fare per progettare un aliante su cui poi sia igienico volare.

Non è aggiornato, lo so; aerodinamica, strutture, materiali in questi cinquant'anni son cambiati: ma i ragionamenti base — il pensiero che ci vuole per fare un'ala che non si rompa — sono ancora gli stessi. (Lo leggessero quelli degli ULM). Guardate che per dimensionare lo Shuttle si adoperano ancora le ipotesi di Saint Venant, XVIII secolo.

D'altra parte aggiornare questo libro sarebbe un lavorone enorme: verrebbe un tomo certamente più piccolo della Treccani, ma sufficiente come zavorra mobile. E poi chi ha voglia di farlo?

Devo poi dire qualcosa dell'autore — per forza, un presentatore per bene deve farlo — anche se alcuni sono incerti sulla mia perbenità — ed anche a rischio che il suddetto autore mi inseguia con un bastone.

Bene, se devo parlar del Frati — a parte i ricordi di quando si andava in bici coi modelli — dico subito che per me l'essenza del Frati è di saper fare degli aeroplani belli: intendo belli da vedere, cose che uno ci gira intorno perchè guardarli dà piacere, oggetti armoniosi dove nulla manca e nulla avanza: sculture.

Che poi volino bene è secondario: qualsiasi mortale, studiando un po', può progettarli. Aerei che vanno come il Falco ce ne sono, ma altrettanto belli no. E mi dispiace che Frati non abbia fatto alianti, ci sarebbe qualcos'altro di bello da guardare.

7 maggio '91

Ing. Edgardo Ciani
del Centro Studi Volo a Vela Alpino

P R E F A Z I O N E

Tra la molteplice varietà delle macchine volanti che hanno dato la scalata alle vie dell'aria, dalle più modeste alle più prepotenti, contente le une di poca potenza motrice, altre rombanti impetuose per migliaia di cavalli, delicate nella loro fragilità lignea talune, o incuranti di strapazzi e di intemperie perchè tutte conteste e fasciate di lucenti metalli, sta silente una categoria di velivoli che di motori propri non si giova per librarsi e volare: gli alianti.

Nati e sviluppatisi in terra tedesca dopo la prima guerra mondiale come gli unici strumenti per fare dell'aviazione senza aeroplani, inibiti dalle clausole dei vincitori, hanno trovato nei giovani di tutte le patrie i più fervidi ed entusiasti sostenitori. Se furono considerati dai più come dei pericolosi giocattoli, se alcuni vi hanno visto solo argomento di svago, un mezzo per fare della ginnastica varia, una forma di sport, molti altri hanno fatto del volo a vela e della progettazione e costruzione degli alianti un vero apostolato.

A questi l'aviazione vera e propria, quella con l'a maiuscola, deve tributo di riconoscenza, perchè l'aliante qualcosa ha insegnato ai costruttori di velivoli ed ai piloti, e non di secondaria importanza, a prescindere dalle applicazioni che ne hanno fatto le Forze aeree nel recente conflitto come mezzo di trasporto per strumenti di guerra ed armati.

E poichè non grandi organismi industriali, non complessi tecnici modernissimi, non dovizia di mezzi finanziari occorrono per costruire un aliante, ma chiara conoscenza dei fenomeni aerodinamici, genialità di ideazione e paziente ricerca della perfezione in ordine alla massima leggerezza e finezza di costruzione, così anche il nostro Paese ha potuto gareggiare vittoriosamente in questo campo e specialmente per merito del « Centro Studi ed Esperienze per il Volo a Vela » del Politecnico di Milano.

Autore di questo libro, anch'esso segno della rinascita e della ricostruzione, è appunto un giovane laureato del nostro Politecnico, uno dei fedeli proseliti di detto Centro, che ha collaudato le sue nozioni teoriche e pratiche in più di una costruzione felicemente sortita.

Egli vi ha esposto in termini semplici e piani, senza alcun lenocinio di forma, quanto occorre od è utile sapere per istradarsi facilmente nel progetto, nella costruzione e nell'impiego di un aliante.

Non inganni la mole del volume che può apparire eccessiva per illustrare un congegno così semplice; essa dipende dall'avervi inclusa la riproduzione delle caratteristiche di un gran numero di alianti, così che oltre ad essere trattato di studio è annuario di utile consultazione.

E per le nuove generazioni studentesche sia incitamento a coltivare la passione del volo.

Milano, marzo 1946.

Prof. Ing. SILVIO BASSI

Docente di Costruzioni Aeronautiche
al Politecnico di Milano

INDICE DEGLI ARGOMENTI

CAPITOLO PRIMO

CONSIDERAZIONI PRELIMINARI

	Pag
1. VOLO A VELA	I
2. ALIANTI: LIBRATORI E VELEGGIATORI	I
3. CARATTERISTICHE AERODINAMICHE	2
4. PRATICA DEL VOLO VELEGGIATO.	3
5. SISTEMI DI PARTENZA (Lancio a cavo elastico. Traino a verricello. Rimorchio con l'automobile. Rimorchio con l'aeroplano)	5

CAPITOLO SECONDO

CARATTERISTICHE GENERALI DEGLI ALIANTI

6. PREMESSA	8
7. ALIANTI LIBRATORI	8
8. ALIANTI VELEGGIATORI (Veleggiatori da scuola. Veleggiatori da gara)	10
9. CARATTERISTICHE COSTRUTTIVE DEI VELEGGIATORI (Struttura alare. Struttura fusoliera. Impennaggi di coda)	11
10. APPENDICE (A, Veleggiatori da allenamento e di transizione - B, Veleggiatori di medie caratteristiche - C, Veleggiatori acrobatici - D, Veleggiatori di alte caratteristiche)	16

CAPITOLO TERZO

ELEMENTI DI AERODINAMICA

11. FORZA AERODINAMICA (Cilindro rotante)	110
12. PROFILI ALARI (Portanza. Resistenza. Centro di pressione. Angolo di incidenza)	113
13. DIAGRAMMI (Diagrammi ortogonali. Diagrammi polari)	117
14. MOMENTO DI UN PROFILO	120
15. CURVA DI MOMENTO. SUE PROPRIETÀ (Grado di stabilità di un profilo. Momento baricentrico)	121
16. ALLUNGAMENTO ALARE (Influenza dell'allungamento sulla polare) . .	129
17. ALA A PROFILO VARIO	133
18. IL VELIVOLO COMPLETO (Coefficienti addizionali)	136

CAPITOLO QUARTO

STABILITÀ DEL VELIVOLO IN VOLO

19. STABILITÀ STATICA E DINAMICA	139
20. STABILITÀ LONGITUDINALE (Momento del velivolo completo. Centramento. Calettamento dell'impennaggio orizzontale)	139
21. SUPERFICIE DEL PIANO ORIZZONTALE (Rapporto di coda. Particolarità del piano orizzontale)	145
22. STABILITÀ TRASVERSALE	147
23. SUPERFICI DI MANOVRA TRASVERSALE (Svergolamento alare. Rapporto differenziale alettoni)	150
24. STABILITÀ DI ROTTA	153
25. IMPENNAGGIO VERTICALE (Particolarità del piano verticale. Superficie del timone di direzione)	154

CAPITOLO QUINTO

MECCANICA DEL VOLO

26. ANGOLO DI PLANATA. RAPPORTO DI PLANATA	156
27. VELOCITÀ ORIZZONTALE E VELOCITÀ VERTICALE	158
28. MINIMA VELOCITÀ ORIZZONTALE. MINIMA VERTICALE	159
29. VELOCITÀ LIMITE IN AFFONDATA	160

CAPITOLO SESTO

AERODINAMICA APPLICATA

30. PROFILI. CRITERI PER LA SCELTA DI ESSI: (Profili N.A.C.A.: 0012 - M 3 - M 6 - 2 R ₁ 12 - 2 R ₂ 12 - 2412 - 2415 - 2418 - 4412 - 4415 - 4418; Profili Gottinga: 676 - 532 - 535 - 549)	161
31. RESISTENZE PASSIVE DI VARI ELEMENTI DI UN ALIANTE. (Piastre piane rettangolari. Fili. Cavi profilati. Montanti sagomati. Fusoliere) . . .	194
32. APPENDICE: Esempio di calcolo aerodinamico di un aliante	198

CAPITOLO SETTIMO

IMPOSTAZIONE DEL PROGETTO

33. CONSIDERAZIONI GENERALI	211
34. APERTURA ALARE	211
35. ALLUNGAMENTO ALARE	213
36. FUSOLIERA	214
37. IMPENNAGGI	215
38. DISEGNO DELLE VISTE DI PROGETTO	215
39. CENTRAMENTO (Analisi dei pesi parziali. Determinazione analitica del baricentro. Determinazione grafica del baricentro).	216

	Pag.
40. VISTA DI FIANCO (Posto di pilotaggio. Forma della fusoliera. Accoppiamento ala-fusoliera)	222
41. VISTA DI FRONTE	229
42. VISTA DI PIANTA	230
43. SUPERFICI DI MANOVRA	231
44. ORGANI DI ATTERRAGGIO	232
45. COMANDI DELLE SUPERFICI DI MANOVRA	234
46. VARIE (Diruttori. Ganci di traino)	239

CAPITOLO OTTAVO

IL DISEGNO DEL VELIVOLO

47. DISEGNO PLANIMETRICO DELL'ALA	242
48. DISEGNO DEI PROFILI DELL'ALA (Ala a profilo costante. Ala a profilo e incidenza vari. Metodo grafico. Metodo analitico)	244
49. SVERGOLAMENTO ALARE. PIANO DI COSTRUZIONE	247
50. DISEGNO DELLA FUSOLIERA (Disegno delle sezioni)	251
51. DISEGNO DEGLI IMPENNAGGI	255
52. DISEGNO DEI CINEMATISMI DI COMANDO	256

CAPITOLO NONO

DIMENSIONAMENTO DELLE STRUTTURE RESISTENTI

53. SOLLECITAZIONI DI VOLO	262
54. PROVE STATICHE	264
55. IPOTESI DI VOLO	267
56. DETERMINAZIONE DELLE SOLLECITAZIONI STRUTTURALI DELL'ALA (Ipotesi di portanza massima. Distribuzione del carico. Ala a sbalzo. Taglio. Momento flettente. Ala controventata. Ipotesi di velocità massima. Ipotesi di portanza nulla)	269
57. VERIFICA DEL LONGHERONE ALARE AL MOMENTO FLETTENTE. (Longherone pieno. Longherone cavo simmetrico. Longherone asimmetrico)	295
58. VERIFICA DEL LONGHERONE ALARE AL TAGLIO	305
59. VERIFICA DELLA STRUTTURA ALARE A TORSIONE (Rigidezza torsionale)	307
60. DETERMINAZIONE DELLE SOLLECITAZIONI STRUTTURALI DELLA FUSOLIERA (Ipotesi di carico della fusoliera. Sollecitazioni nel piano verticale derivanti dal carico sull'impennaggio orizzontale. Sollecitazioni nel piano verticale dovute alle reazioni centrifughe)	312
61. VERIFICA DELLA STABILITÀ DELLA FUSOLIERA (Fusoliera poligonale semplice. Fusoliera a guscio)	320
62. DETERMINAZIONE DELLE SOLLECITAZIONI SUGLI IMPENNAGGI DI CODA (Impennaggio orizzontale. Impennaggio verticale)	327

	Pag.
63. CALCOLO DEGLI ATTACCHI ALARI (Spinotto. Occhio delle piastre. Bulloni di collegamento al longherone. Dimensioni delle piastre. Orecchiette di collegamento ala-fusoliera)	328
64. CALCOLO DEI COMANDI E DELLE RELATIVE TRASMISSIONI (Barra di comando. Trasmissione alettoni).	338
APPENDICE: Caratteristiche dei materiali più comunemente impiegati nella costruzione di alianti.	344
BIBLIOGRAFIA	349
INDICE ALFABETICO	351

ERRATA CORRIGE

Pag.		<i>Invece di</i>	<i>si legga</i>
9	riga 3 dal basso	120 Kg	90-120 Kg
" 23	" 8 " "	m 4,60	m 4,65
" 44	figura 31	m 6,60	m 6,85
" 50	riga 9	4-5°	4,5°
" 59	figura 41	m 15,70	m 15,30
" 219	riga 2	asse γ .	asse Y
" 219	formula 24	$\frac{\Sigma (P \cdot \gamma)}{\Sigma P}$	$\frac{\Sigma (P \cdot x)}{\Sigma P}$
" 256	riga 13 dal basso	delle leve	della leva l_1

SIMBOLI PIÙ FREQUENTEMENTE USATI

α	= Angolo, angolo d'incidenza.
ϱ	= Densità dell'aria.
λ	= Allungamento alare.
φ	= Angolo di planata; angolo di torsione ala.
$d\varphi$	= Angolo elementare di torsione.
σ_f	= Sollecitazione unitaria a flessione.
τ	= Sollecitazione unitaria a taglio.
δ	= Spessore pannelli resistenti a taglio.
i	= Angolo d'induzione; angolo di calettamento di coda.
l_m	= Corda media alare.
p	= Pendenza della traiettoria.
L	= Apertura alare.
S	= Superficie alare.
F	= Forza aerodinamica.
V	= Velocità relativa.
P	= Portanza.
R	= Resistenza.
C_p	= Coefficiente di portanza.
C_r	= Coefficiente di resistenza.
E	= Efficienza = P/R .
C_m	= Coefficiente di momento.
K	= Rapporto di coda.
G	= Baricentro.
$C. P.$	= Centro di pressione.
Q	= Peso totale velivolo.
Q_a	= Peso ala.
T	= Sforzo di taglio.
M_f	= Momento flettente.
M_t	= Momento torcente.
J	= Momento d'inerzia di una sezione.
W	= Momento resistente.

CAPITOLO PRIMO

CONSIDERAZIONI PRELIMINARI

1. - Volo a vela.

Per *Volo a vela* s'intende genericamente l'insieme delle attività tecnico-organizzative che hanno come scopo la realizzazione del volo con alianti, e precisamente:

- a) il progetto e la costruzione degli alianti;
- b) lo studio di particolari rami della meteorologia;
- c) la tecnica del pilotaggio;
- d) l'organizzazione a terra.

In questa sede ci occuperemo unicamente del progetto degli alianti e specificatamente di quelli atti al volo veleggiato, accennando pertanto solo di sfuggita agli apparecchi da scuola di primo periodo, ed escludendo quei particolari alianti bellici da trasporto e d'assalto che hanno avuto sviluppo nella recente guerra.

2. - Alianti: liberatori e veleggiatori.

La legislazione ufficiale italiana definisce *alianti i velivoli più pesanti dell'aria sprovvisti di qualsiasi organo motopropulsore*.

Vario è l'impiego degli alianti: per scuola di primo periodo, allenamento al volo veleggiato, acrobazia, voli di distanza, durata o quota.

Una suddivisione in base all'impiego è però assai difficile da farsi, in quanto si passa dal velivolo scuola a quello da primato attraverso tutta una gamma di caratteristiche intermedie.

Convenzionalmente però si considerano due grandi classi: quella degli *alianti liberatori* e quella degli *alianti veleggiatori*.

Si dicono brevemente *liberatori* quei particolari alianti che per le loro mediocri caratteristiche di volo, costruttive, ecc., si prestano al solo volo librato. In tale categoria rientrano gli apparecchi destinati alla scuola di primo periodo, per il conseguimento dei brevetti « A » e « B » (« 7oegling », « Allievo Cantù »).

Sono invece considerati *veleggiatori* quegli alianti che per le buone

qualità aerodinamiche, di pilotaggio e costruttive, si adattano particolarmente al volo veleggiato.

Per avere subito un'idea delle caratteristiche degli alianti si consideri che, in via approssimata, i liberatori hanno in genere una velocità minima di discesa superiore a 2 m/sec. ed un'efficienza massima di circa 10, mentre la velocità minima di discesa dei veleggiatori è minore di 1 m/sec., e l'efficienza supera il valore 20.

Si comprende però che, in particolari condizioni atmosferiche, un libratore può anche fare del volo veleggiato, quando cioè la velocità ascendente della corrente superi la minima velocità di discesa del velivolo, mentre un veleggiatore non potrà fare che del volo librato, in mancanza di ascendenze.

In ogni modo un aliante anche di elevate caratteristiche non può fare ovviamente che del volo librato rispetto all'aria in cui naviga; farà del volo veleggiato relativamente alla superficie terrestre, e le variazioni di quota dipenderanno dal risultante dei due moti relativi tra aliante ed aria ambiente e tra l'aria e la terra. Per questa ragione si suol dire che con l'aliante « si sale scendendo ».

3. - Caratteristiche aerodinamiche.

Le caratteristiche aerodinamiche prima accennate sono l'efficienza o rapporto di planata, e la velocità di discesa.

Il rapporto di planata, come dice la parola, è il rapporto tra la distanza D percorsa orizzontalmente e la quota H perduta in un certo tempo.

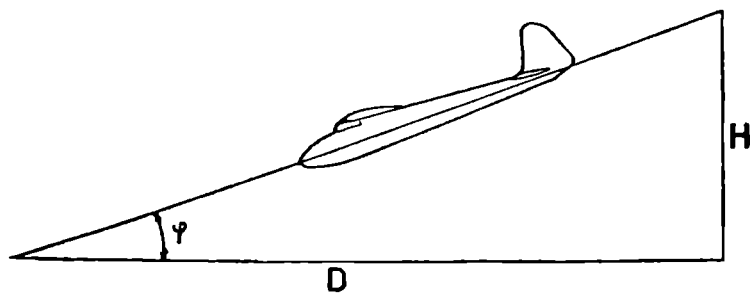


Fig. 1.

Il valore di questo rapporto $E = D/H$ è, diremo così, un indice della bontà del velivolo poichè, a parità di perdita di quota H , la distanza D percorsa è proporzionale all'efficienza E .

La velocità verticale di discesa è la quota che il velivolo perde nell'unità di tempo rispetto all'aria ambiente. Detto valore è espresso in m/sec.

Perciò un aliante che abbia una velocità minima di discesa di 1 m/sec. ed una efficienza di 20 impiegherà da una quota, ad esempio

di 100 metri, 100 secondi per toccare terra percorrendo una distanza orizzontale di 2000 metri.

Nei moderni veleggiatori da gara si è arrivati ad un valore dell'efficienza massima superiore a 30, e ad una velocità minima di discesa intorno a 0,50 m/sec. È evidente che tanto minore è la velocità di discesa, tanto maggiore sarà la durata di volo da una data quota, e tanto maggior possibilità di rimanere in volo anche con ascendenze di minima intensità. Potrebbe sembrare perciò a prima vista che per il volo a vela sia di massima importanza l'ottenere la minima velocità di discesa. Vi sono però due altri fattori importantissimi da tener presenti e cioè: la maneggevolezza e la velocità orizzontale.

Per meglio comprendere quanto diremo appresso, vediamo brevemente come si effettua il volo veleggiato.

4. - *Pratica del volo veleggiato.*

Possiamo considerare approssimativamente due specie di volo veleggiato: volo termico e volo di pendio.

Il volo termico si esegue sfruttando movimenti verticali di colonne d'aria dovuti a fenomeni dipendenti da differenze di temperatura.

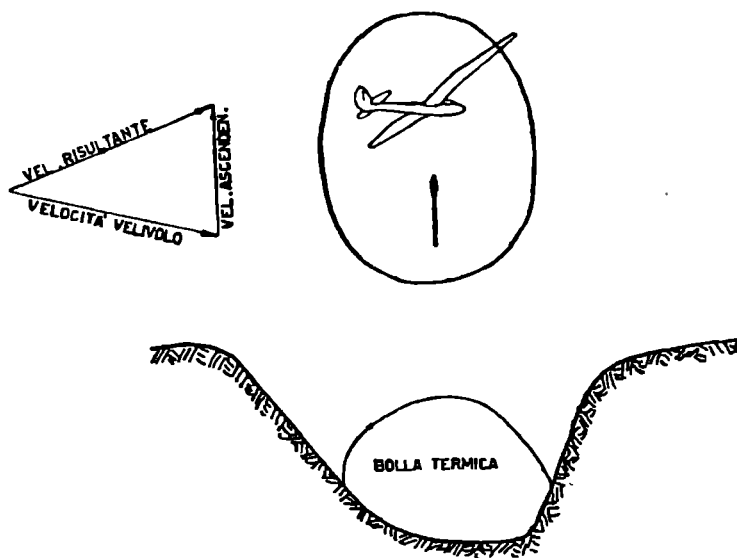


Fig. 2.

Masse d'aria ascendenti si hanno nelle così dette « bolle » che si staccano ad intermittenza dal terreno dove si abbia un avvallamento e sono generalmente di piccole dimensioni (fig. 2).

Correnti ascendenti di maggiori dimensioni si generano sotto i cumuli, e di particolare intensità sono quelle provocate dai fronti temporaleschi.

Nel volo di pendio si sfrutta invece la componente verticale della velocità acquistata da una massa d'aria animata da movimento orizzontale — vento — quando venga deflessa verso l'alto da un ostacolo: montagna, costone, ecc. (fig. 3).

Nel volo termico, sia che si voglia fare della durata o della distanza, si cerca di guadagnare quota in un'ascendenza spiralando nella zona

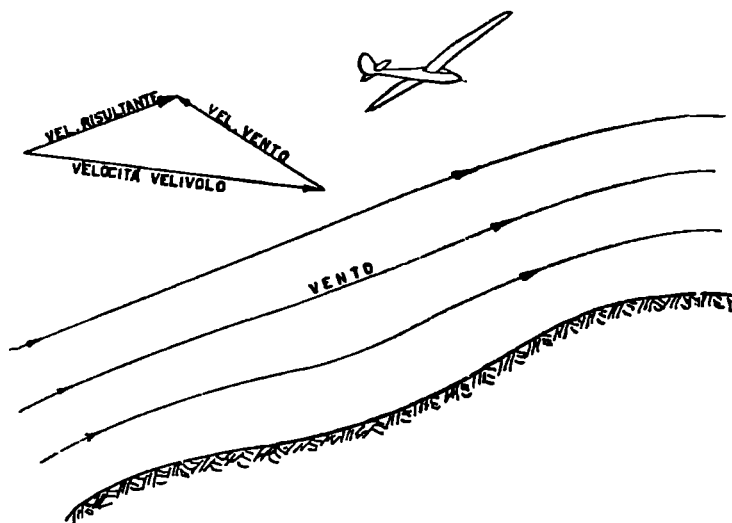


Fig. 3.

finchè la salita si presenta buona, per passare poi alla ricerca di altra ascendenza quando non ci sia più convenienza a spiralarne nella prima (fig. 4).

Si comprende come nella fase di salita abbia grande importanza la maneggevolezza. Più stretto si potrà spiralarne, tanto maggiore sarà

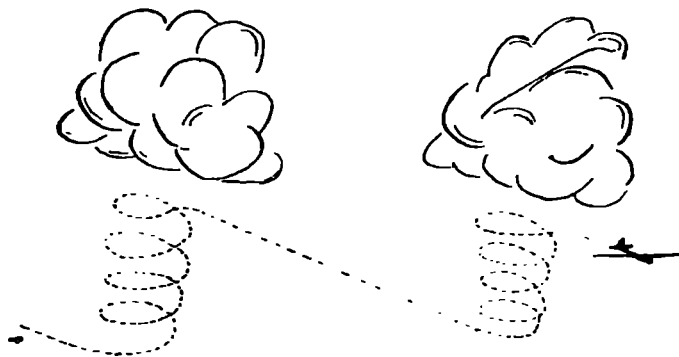


Fig. 4.

la possibilità di sfruttare una termica anche se di piccole dimensioni come nel caso delle bolle.

Nella seconda fase poi, cioè nel passaggio da una ascendenza ad un'altra, occorrerà logicamente impiegare il minor tempo possibile e

ridurre al minimo la perdita di quota. Si renderà perciò necessario che l'aliante abbia una forte velocità orizzontale ed una bassa velocità verticale, e di conseguenza un'alta efficienza.

Purtroppo però non è possibile conciliare le suddette esigenze e bisognerà accontentarsi di un compromesso fra loro, dando una leggera preferenza all'una o all'altra secondo l'impiego a cui sarà destinato il velivolo.

5. - Sistemi di partenza.

Per quanto anche quest'argomento non riguardi direttamente il progetto di alianti ma rientri invece nell'organizzazione a terra, pure è utile al nostro fine conoscere quali sono i mezzi impiegati per la partenza degli alianti allo scopo di studiarne meglio la sistemazione e la struttura degli elementi che ne sono direttamente interessati.

Come si sa, mancando l'aliante di qualsiasi organo di propulsione, per il distacco dal suolo deve ricorrere a fonti esterne di energia che gli comunichino la velocità necessaria per il sostentamento in volo orizzontale od in salita.

I sistemi oggi più comunemente usati a tale scopo sono:

- il lancio a cavo elastico;
- il traino a verricello;
- il traino con l'automobile;
- il traino con l'aeroplano.

Lancio a cavo elastico. — Il lancio a cavo elastico è il più semplice ed economico mezzo di partenza per gli alianti ed è stato impiegato per anni nelle scuole di volo librato in tutti i paesi del mondo.

Un cavo elastico a due rami viene agganciato alla prora del velivolo, il quale è solidamente ancorato al terreno per la coda, e viene teso da due squadre di persone in due direzioni che divergono di circa 50°-60° al fine di non rimanere investiti alla partenza dall'aliante. Quando la tensione del cavo è quella ritenuta necessaria, il velivolo viene svincolato in coda ed inizia il suo volo con salita tanto maggiore quanto più è stato teso il cavo; questo poi si sgancerà (dal velivolo) quando la tensione si sarà annullata per l'avanzamento del velivolo stesso.

Questo sistema presenta però un grave inconveniente, cioè quello della forte accelerazione che imprime all'atto della partenza, accelerazione che può disorientare l'allievo con conseguenze che potrebbero anche essere assai gravi. D'altra parte se si riduce la tensione del cavo per diminuire l'accelerazione iniziale, la quota raggiunta risulterà troppo piccola per eseguire un volo librato con qualche evoluzione.

Per questa ragione principalmente, oggi almeno da noi in Italia, il lancio degli alianti in pianura con il cavo elastico è stato abbandonato.

Esso può essere usato ottimamente solo per il lancio in collina, per cui l'accelerazione iniziale è molto bassa dovendosi imprimere al velivolo una velocità appena sufficiente per il suo sostentamento in volo orizzontale e non in salita.

Traino a verricello. — L'impiego del verricello per il traino degli alianti è stato adottato da noi in Italia e perfezionato in molti anni di attività sì che ora questo sistema è il più sicuro e pratico per la partenza dei liberatori.

Il verricello comunemente usato consta di un tamburo girevole collegato al motore di una potente automobile (50-70 C. V.) (che rimane ferma ad un'estremità del campo) su cui si avvolge un cavo d'acciaio, di circa un migliaio di metri di lunghezza, che rimorchia l'aliante.

Con il traino a verricello si può regolare la velocità del velivolo in modo da rendere facile e graduale il passaggio dalla semplice strisciata fino ai voli a quota di 200-250 metri, dalla quale si può effettuare, con i normali liberatori, voli di durata da 2 a 3 minuti, sufficienti per compiere alcune evoluzioni necessarie per il conseguimento dell'attestato di volo librato.

Rimorchio con l'automobile. — In America è molto usato invece il rimorchio degli alianti con l'automobile a mezzo di un cavo d'acciaio che è sempre di lunghezza notevole (da 1000 a 3000 metri).

Per l'effettuazione di questo sistema è però necessario disporre di un campo molto lungo e con pista asfaltata od almeno in terra battuta per permettere all'automobile di raggiungere la necessaria velocità per la salita dell'aliante (70-80 km/h.).

L'autorimorchio è però economicamente meno conveniente del traino con verricello perchè mentre in questo ultimo la potenza richiesta è solo quella necessaria al rimorchio dell'aliante, con il primo invece una notevole potenza è richiesta per far correre l'automobile.

La quota che si raggiunge con questo sistema è in compenso molto maggiore e si può aggirare sui 400-500 metri.

Rimorchio con l'aeroplano. — I sistemi finora visti sono però usati principalmente per la partenza di liberatori. Per eseguire del volo veleggiato occorre infatti una quota di sgancio maggiore di quella raggiungibile coi suddetti sistemi, e compresa di regola fra 500 e 1200 metri.

Il mezzo più pratico è risultato quindi il rimorchio con un aeroplano a motore che traina l'aliante, con un cavo di lunghezza compresa fra 60 e 100 m., alla quota voluta e nella zona migliore per iniziare il volo veleggiato.

Tale sistema ha anche il vantaggio di non richiedere un'organizzazione a terra molto complessa.

Caratteristica del rimorchiatore deve essere quella di poter volare lento in modo che il volo si svolga ad una velocità di poco superiore a quella di crociera dell'aliante, sia per non sollecitarne troppo le strutture, sia perchè possa senza difficoltà mantenersi ad una quota non troppo superiore a quella del rimorchiatore.

CAPITOLO SECONDO

CARATTERISTICHE GENERALI DEGLI ALIANTI

6. - *Premessa.*

Gli alianti per le loro specifiche condizioni di impiego si differenziano notevolmente dai normali motovelivoli. Si nota la totale trasformazione degli organi di atterraggio, dovuta al basso carico alare ed alla mancanza dell'elica, la particolare disposizione del pilota situato all'estrema prua per ragioni di centraggio, l'allungamento alare sempre notevolmente elevato specie nei veleggiatori, e l'affinamento della fusoliera e di tutti gli altri organi al fine di ottenere la massima efficienza aerodinamica.

Per le caratteristiche costruttive dobbiamo notare innanzi tutto come si sia generalizzata ovunque la costruzione in legno che meglio risponde a principi di economia, praticità di realizzazione e facilità di riparazione anche con attrezzature modeste.

In qualche caso si usa costruire la fusoliera in tubi d'acciaio saldati con rivestimento in tela. Ma se con tale sistema si possono ottenere strutture semplici e leggere, però non si raggiunge nè la rigidità nè quella finezza aerodinamica che è la prerogativa delle fusoliere a guscio in legno.

Vi è anche qualche esempio di alianti interamente metallici, ma ciò richiede un'attrezzatura molto più costosa ed una mano d'opera specializzata, e tale costruzione può quindi riuscire conveniente solo nel caso di produzione in grande serie, cosa che non avviene quasi mai per alianti veleggiatori.

Consideriamo ora le due classi in cui si distinguono gli alianti e vediamo un poco più dettagliatamente le loro caratteristiche.

7. - *Alianti liberatori.*

Questi alianti, fatta eccezione per quelli da trasporto e d'assalto, sono impiegati esclusivamente per scuola di primo e secondo periodo (brevetti A e B). Dote particolare di essi deve essere la semplicità co-

struttiva, il che significa basso costo e facilità di riparazione, fattore questo di fondamentale importanza per il funzionamento di una scuola in quanto le riparazioni vengono eseguite generalmente dagli stessi allievi i quali, come è logico supporre, non saranno particolarmente pratici in materia, ed inoltre i mezzi impiegati saranno quelli a disposizione sul campo e perciò sempre modesti.

Apparecchi di questa categoria dovranno poi possedere una grande robustezza, specie per gli organi di atterraggio, dato che per il loro particolare impiego non verranno trattati con molto riguardo.



Fig. 5. - Libratore di primo periodo « Zoegling » (Foto M. Galimberti).

Una certa uniformità nell'architettura caratterizza questa classe di alianti. Apertura alare di circa 10 m., superficie di 15-17 m², ala alta controventata con montanti a pianta rettangolare di basso allungamento (6-7).

La fusoliera può essere costituita semplicemente da una trave reticolare in legno od in tubi con abitacolo del pilota completamente aperto (fig. 5) oppure a sezione poligonale chiusa con rivestimento in legno (fig. 6).

Il carico alare di questi velivoli è sempre molto basso e si aggira sui 12-14 kg/m², peso a vuoto 120 kg.

La struttura alare in legno è bilongherone con tralicciatura fra essi per l'irrigidimento a torsione. Il rivestimento è totalmente in tela. I

comandi delle superfici di manovra sono a cavi d'acciaio con carrucole montate su bronzine.

Il pattino d'atterraggio fa parte della struttura di forza della fusoliera e può essere ammortizzato.

Nei liberatori si nota la mancanza assoluta di strumentazione che dato l'impiego di tali velivoli risulta del tutto superflua, come pure su-



Fig. 6. - Libratore di secondo periodo « Allievo Cantù ».

perfluo è l'uso del paracadute considerando che la bassa quota di volo non ne consentirebbe l'impiego anche in caso di necessità. La velocità normale di volo è di circa 50 km/h.

8. - *Alianti veleggiatori.*

Veleggiatori scuola. — Negli alianti veleggiatori non esiste quella uniformità nell'architettura che abbiamo visto sussistere per i liberatori eccezione fatta per una categoria di apparecchi destinati alla scuola di volo veleggiato (brevetto C) di cui sono i più noti esponenti il « Grunau Baby », il « Wolf », lo « Spyr I Trainer » ed i nostri « Alcione B. S. 28 » e « Asiago », adottato questo da anni nelle scuole di volo veleggiato di Sezze e di Asiago.

L'architettura è quella ad ala alta controventata con montante,

fusoliera a sezione poligonale semplice con abitacolo aperto, impennaggi di coda a sbalzo.

L'apertura alare è compresa fra 12 e 14 metri, con allungamento fra 12 e 14. Carico alare 15-17 kg/m². Sono tutti dotati di strumentazione adatta anche al volo in nube e sono quasi sempre muniti di diruttori semplici dorsali.

Veleggiatori da gara. — Come abbiamo detto, nei veleggiatori, specie se di alte caratteristiche, si hanno grandi diversità. Si passa dall'ala alta a V semplice, all'ala media ad M, a sbalzo o controventata. L'apertura può variare da 12 a 20 metri ed oltre, con allungamenti variabilissimi fino ad un massimo di 33 raggiunto nel noto « D. 30 » del Centro della Scuola d'ingegneria di Darmstadt.

Particolare cura è data in questi apparecchi alla disposizione del posto di pilotaggio, sia per ciò che riguarda la strumentazione con tutto il necessario per il volo cieco, sia per quanto riguarda la sistemazione del pilota. Seggiolini con spalliera inclinabile, pedalieri regolabili a terra ed in volo, capottine con prese d'aria regolabili, e tutti quegli accorgimenti atti a rendere più confortevole la permanenza in aria (si sono da tempo superate le 50 ore nelle prove di durata e 700 km. in quelle di distanza) si rendono necessari in simili velivoli.

La quasi totalità degli alianti veleggiatori è monoposto. Vanno però sempre più diffondendosi i biposto in considerazione di lunghi voli di durata e distanza. Questi biposto sono sempre a doppio comando.

Per ciò che concerne la disposizione dei due occupanti, questi velivoli possono essere a posti in tandem od a posti affiancati.

Nel primo caso il secondo posto è sistemato in corrispondenza del baricentro del velivolo in modo da non alterare il centramento sia che voli con una o con due persone a bordo. Inoltre con tale disposizione si ha il vantaggio di limitare la sezione maestra della fusoliera come in un monoposto ottenendo così un'alta efficienza.

Nella soluzione posti affiancati, se si peggiorano le caratteristiche aerodinamiche e di centraggio, però migliorano le condizioni di abitabilità dei piloti e di visibilità per il secondo occupante.

Nell'appendice del capitolo vedremo attraverso l'analisi di molti veleggiatori più recenti le varie soluzioni adottate dai diversi progettisti.

9. - Caratteristiche costruttive dei veleggiatori.

Gli odierni veleggiatori, se differiscono notevolmente fra loro per l'architettura, sono invece molto simili per quello che è la costituzione strutturale.

Descriviamo qui brevemente le strutture principali ricordando che si tratta di costruzione in legno.

Struttura alare. — La struttura alare nei veleggiatori, adottata ormai da anni, è quella monolongherone con rivestimento del bordo d'attacco resistente a torsione.

Questo schema ha avuto origine dal bisogno di raggiungere con il minimo peso la necessaria robustezza nelle ali con forte allungamento quali sono quelle degli alianti. Ciò si ottiene appunto ponendo un unico longherone in corrispondenza dello spessore massimo del profilo alare, in media fra il 30-35% della corda alare.

Vi è quasi sempre in queste ali un longheroncino posteriore, in corrispondenza del 60-70% della corda, che però non viene considerato ai fini della robustezza flessionale in quanto il suo compito è unicamente quello di portare le cerniere degli alettoni e di collegare le centine im-

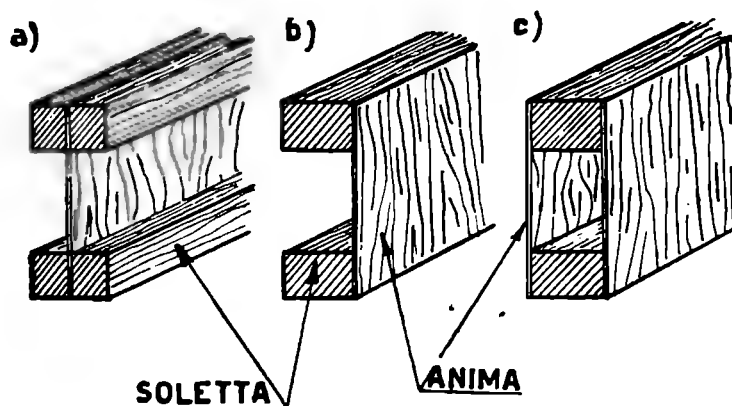


Fig. 7.

pedendo che la tensione della tela di rivestimento le possa flettere fuori del loro piano.

Riguardo alla sua forma il longherone può essere di tre tipi classici:

- a) a *doppio T* con un'anima centrale;
- b) a *C* con un'anima su di un lato;
- c) a *scatola* con due anime, una per lato.

Nelle costruzioni volovelistiche il tipo più correntemente impiegato è il terzo, cioè quello a scatola.

Il longherone è l'elemento che sopporta gli sforzi di flessione e di taglio. L'ala è però assoggettata, specialmente in assetti di bassa portanza, ad una notevole torsione.

Nella struttura monolongherone questa sollecitazione è tenuta molto razionalmente dal cassone a parete sottile formato dal rivestimento in legno compensato del bordo d'attacco fino al longherone e dall'anima del longherone stesso. Si scarica poi sulla fusoliera attraverso gli attacchi dell'ala con questa.

La soluzione dominante è quella di trasmettere detta torsione

tramite una diagonale posteriore che dal longherone va verso il bordo d'uscita (fig. 8).

La zona compresa fra la diagonale ed il longherone viene rivestita

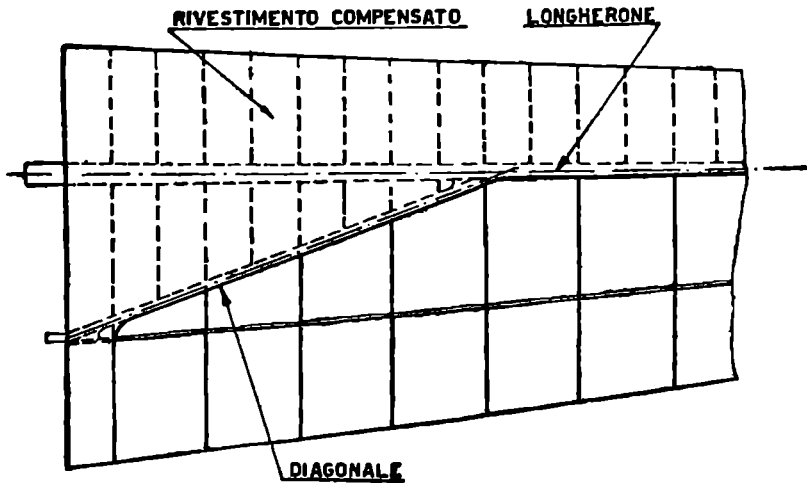


Fig. 8.

anch'essa in compensato in modo da formare una struttura chiusa rigida torsionalmente.

Un sistema più semplice e razionale consiste nel trasmettere la torsione con un attacco anteriore tramite un longheroncino di piccola lun-

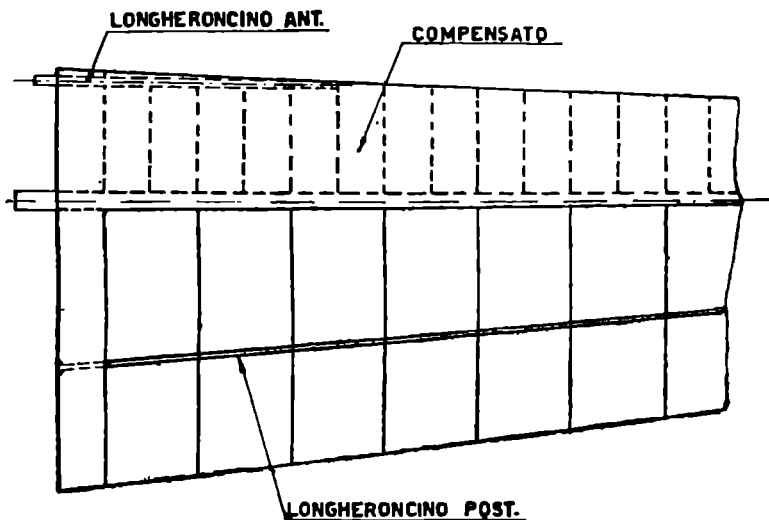


Fig. 9.

ghezza. Oltre a migliorare le condizioni di lavoro del cassone nella sezione d'attacco, si ha un vantaggio in peso per l'eliminazione del rivestimento della parte posteriore fra diagonale e longherone (fig. 9).

La causa della poca diffusione di questo schema dipende dalla difficoltà che si presenta generalmente nel collegamento dell'ala nella

zona anteriore al longherone con la fusoliera, in quanto le ordinate in questa posizione sono aperte per l'esistenza dell'abitacolo del pilota e perciò non offrono una resistenza sufficiente per l'unione.

Altri elementi strutturali particolarmente importanti poichè danno la forma del profilo, sono le *centine*.

Nei consueti veleggiatori le centine vengono costruite a traliccio. Il collegamento fra i vari elementi è ottenuto per incollatura con *fazzoletti* in compensato sui due lati.

Il traliccio può essere costituito con puntoni verticali e diagonali (fig. 10-a) o con sole diagonali (fig. 10-b).

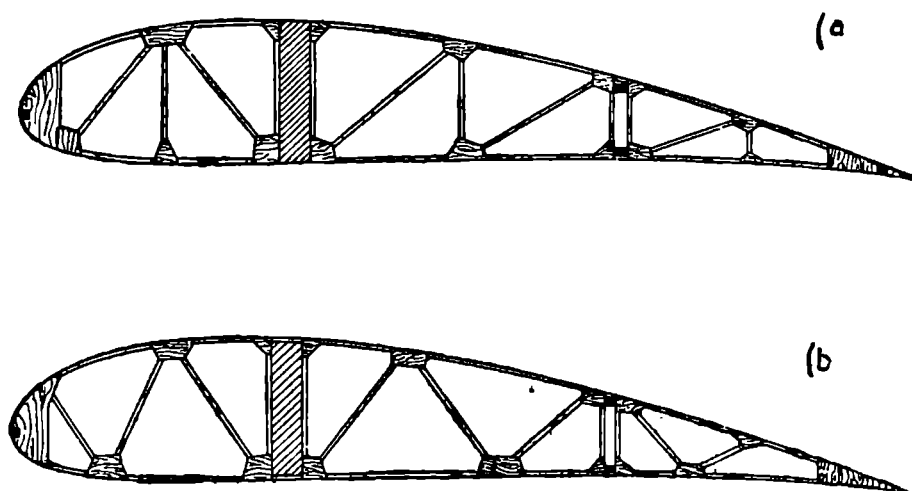


Fig. 10.

Qualche volta le centine vengono completamente rivestite su di un lato, in compensato, ed allora mancano le diagonali e vi sono soltanto i puntoni verticali.

Tale struttura è molto più semplice di quella a traliccio, però risulta leggermente più pesante e meno economica per l'impiego di una notevole quantità di materiale costoso qual è il compensato.

Relativamente al collegamento con il longherone le centine possono essere di due tipi: intere inflatte su di esso, oppure interrotte in sua corrispondenza, e le due parti incollate sulle fiancate con l'ausilio di fazzoletti di unione. Questo secondo tipo è il più diffuso perchè permette di sfruttare al massimo lo spessore del profilo nel longherone con sensibile vantaggio in peso.

Struttura fusoliera. — La fusoliera dei veleggiatori è costituita da ordinate in legno collegate da correnti pure in legno e ricoperta in compensato. Il rivestimento in tela di fusoliera a sezione poligonale a struttura in legno è raro, mentre è comune per la struttura in tubi d'acciaio.

Le ordinate di fusoliera sono sempre realizzate con listelli a tralicciatura varia e collegamento con fazzoletti per incollatura con costruzione analoga alle centine alari. Per le ordinate di forza si ricorre al rivestimento, su uno o su entrambi i lati, in compensato (fig. 11).

Con il rivestimento in compensato della fusoliera si raggiunge una grande rigidezza agli sforzi di torsione, mentre gli sforzi di flessione

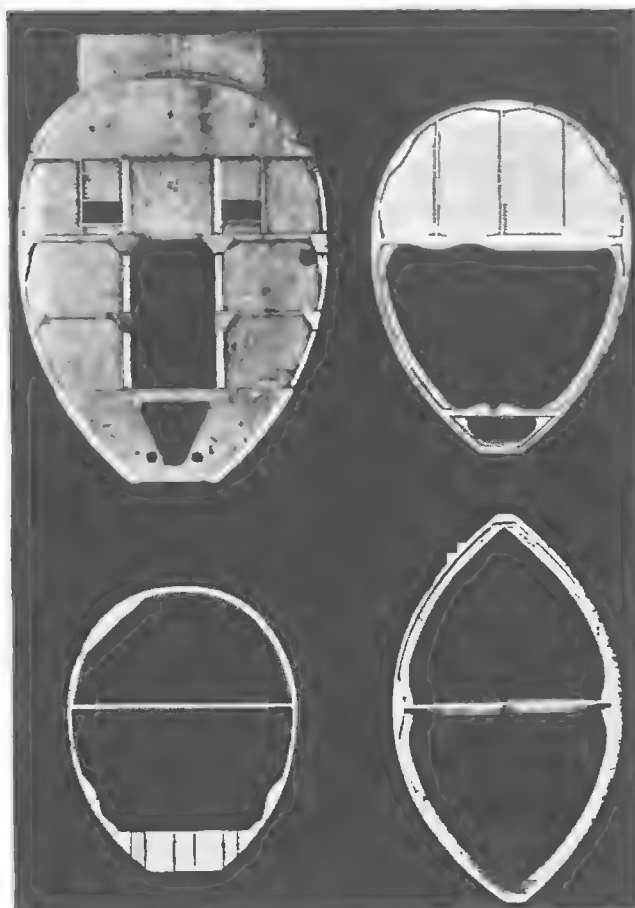


Fig. 11. — Vari tipi di ordinate di fusoliera in legno.

vengono sopportati dai correnti longitudinali e dalla zona del rivestimento che si mantiene piana in vicinanza dei listelli stessi.

Ordinate particolarmente robuste devono essere quelle che portano gli attacchi alari perchè su di esse si scarica tutto il peso del velivolo; anche le ordinate della parte prodiera devono essere rinforzate per gli attacchi del pattino, dei vari comandi, ecc.

La monoruota fissa viene applicata alla fusoliera per mezzo di due traverse in legno fissate alle ordinate, senza ammortizzamento essendo sufficiente quello dato dallo pneumatico della ruota.

Nel caso di ruota retrattile allora i sistemi possono essere molto vari e sempre abbastanza complicati.

Per il collegamento ala-fusoliera, nel caso più generale in cui l'ala sia in due pezzi, lo schema oggi correntemente adottato è quello di collegare le due semiali fra loro con attacchi metallici, e l'ala resa così un elemento unico viene poi unita alla fusoliera con attacchi di minori dimensioni. In questo modo si fa sì che la fusoliera non debba sopportare le notevoli sollecitazioni dovute alla flessione dell'ala ma solo quelle dovute al suo peso ed ai carichi in essa contenuti.

Impennaggi di coda. — La struttura degli impennaggi è analoga a quella dell'ala: longherone a scatola od a C, centine a traliccio, rivestimento in compensato per le superfici fisse — stabilizzatore e deriva — in tela per le superfici mobili — timone di profondità e di direzione.

Qualche volta la struttura dello stabilizzatore è bilongherone con rivestimento in compensato solo fino al longherone anteriore, ed in tela il rimanente. Questa soluzione però è poco conveniente in quanto il vantaggio in peso per la riduzione del compensato di rivestimento è bilanciato dal maggior peso di due longheroni di pari resistenza col monolongherone, mentre è indubbia la maggior complicazione costruttiva sia per le centine che per il fatto di dover costruire due longheroni invece di uno.

I timoni di direzione e di profondità, come si è detto, si rivestono invece di tela per ridurre il peso (come pure l'alettone) perchè è necessario che sia piccola l'inerzia delle masse in movimento.

La necessaria rigidezza torsionale si ottiene con diagonalature fra centina e centina; in velivoli di alte caratteristiche, più evoluti costruttivamente, si ha un tubo in compensato a sezione semicircolare sul bordo d'attacco del piano mobile.

Abbiamo accennato così molto sinteticamente, e, diciamolo pure, con molte lacune, alla costituzione strutturale degli alianti, argomento che trattato in modo completo richiederebbe di per sé troppo spazio dato il fine di questo volume.

In ogni modo altri argomenti riguardanti la struttura saranno trattati in seguito quando se ne presenterà l'occasione e la necessità (vedi: Impostazione del progetto, cap. VII e Calcolo delle strutture resistenti, cap. IX).

10. - Appendice.

Riportiamo ora a conclusione di questo capitolo riguardante le caratteristiche generali degli alianti, una raccolta di dati e descrizioni di alcuni fra i più noti veleggiatori italiani e stranieri.

A) VELEGGIATORI DA ALLENAMENTO E DI TRANSIZIONE

Sono velivoli questi che servono principalmente per l'allenamento al brevetto « C », e di passaggio dai libratori di primo periodo a quelli più evoluti adatti a voli veleggiati di qualche importanza.

« Cat. 15 » (Italia)

La « Cat. » di Milano ha costruito nel 1938 questo aliante destinato all'allenamento dei brevettati B.

Il « Cat. 15 » che per la sua architettura e costruzione rientra nella

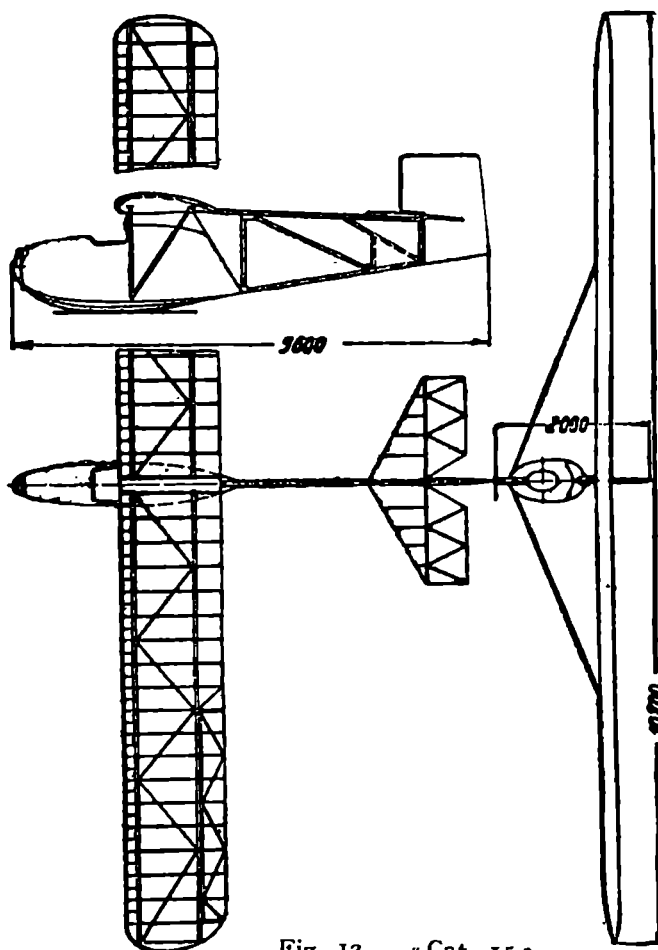


Fig. 12. - « Cat. 15 ».

categoria dei libratori, possiede però anche molte doti che gli permettono di sostenere il confronto con dei veleggiatori scuola.

L'architettura è quella di uno « Zoegling » carenato, ma notevolmente migliorata; l'ala, bilongherone, è controventata con due montanti a V.

Il profilo adottato è il N.A.C.A. 4515 con diminuzione di curvatura all'estremità per ridurre i vortici marginali.

Molto opportunamente è stato adottato il comando differenziale degli alettoni eliminando così i momenti d'imbardata negativi, tanto dannosi su tutti i libratori scuola.

La fusoliera è costituita da una navicella di buona forma aerodinamica contenente l'abitacolo del pilota e da un traliccio ad essa collegato che porta l'ala e gli impennaggi di coda.



Fig. 13. — Il libratore scuola « Cat. 15 ».

La navicella è rivestita in tela e ciò è forse poco opportuno per la facile vulnerabilità sebbene sia conveniente per il basso peso.

Il traliccio è in legno ed è irrigidito con dei tiranti tesi verso l'ala come nei comuni « Zoegling ».

La navicella porta inferiormente un normale pattino in legno per l'atterraggio.

Caratteristiche.

Apertura alare	m	10,70
Superficie alare	m ²	14,70
Allungamento		7,8
Lunghezza	m	5,60
Altezza massima	m	2,—
Peso a vuoto.	kg	95,—
Carico utile	kg	70,—
Peso totale.	kg	165,—
Carico alare	kg/m ²	11,20
Rapporto di planata massimo		15,—
Minima velocità discesa	m/sec	1,—

« Hütter 17 » (Germania)

Questo velivolo è stato progettato e costruito dai fratelli Hütter nel 1935. Esso rappresenta un tentativo di realizzare un buon apparecchio di piccolissime dimensioni e di basso costo. Nonostante il basso allungamento le doti di volo sono risultate abbastanza buone. Parti-

colarmente notevole la maneggevolezza e nello stesso tempo una discreta stabilità propria.

L'«Hütter 17» ha avuto anni addietro grande successo special-

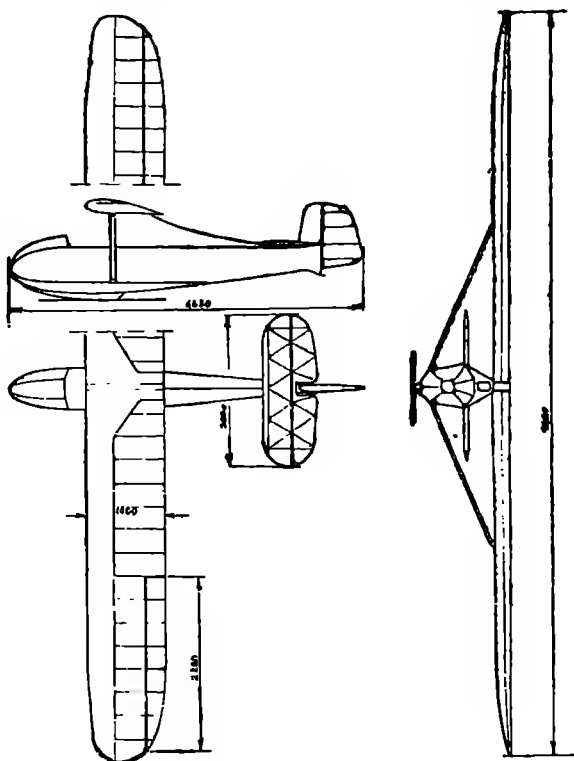


Fig. 14. - «Hütter 17».

mente presso i gruppi e le scuole. In Italia è stato costruito dalla Cat. sotto il nome di «Cat 20» ben noto a tutti i volovelisti.



Fig. 15. - Il «Cat. 20» versione italiana dell'«Hütter 17».

Di architettura semplice con ala alta, con montante, a pianta rettangolare. Fusoliera poligonale ben avviata ed impennaggi a sbalzo senza compensazione. Struttura normale monolongherone in legno dell'ala, e completamente rivestita in compensato la fusoliera. Semplice pattino ammortizzato con tamponi di gomma per l'atterraggio. Non è provvisto di diruttori.

Dimensioni principali.

Apertura alare	m	9,63
Lunghezza totale	m	4,67
Larghezza fusoliera	m	0,56
Altezza fusoliera	m	1,20
Sezione maestra	m ²	0,44

Superfici.

Ala con alettoni	m ²	9,20
Alettoni	m ²	1,30
Diruttori	—	
Stabilizzatore	m ²	0,61
Equilibratore	m ²	0,49
Totale piano orizzontale	m ²	1,10
Deriva	m ²	0,14
Timone di direzione	m ²	0,38
Totale piano verticale	m ²	0,52

Pesi.

Peso a vuoto	kg	93,5
Carico utile	kg	90,—
Peso totale	kg	183,5
Carico alare	kg/m ²	19,50

Particolarità ala.

Corda all'incastro	m	1,—
Corda media	m	0,94
Diedro trasversale		1,6°
Allungamento		10,18

Profili.

Ala:

all'incastro	Gottinga	535
a metà apertura	"	535
all'estremità	N.A.C.A.M.	6
Piani coda	simmetrico	
Angolo di calettamento ala-fusoliera		2,5°
Svergolamento geometrico ala		0°

Caratteristiche di volo.

Rapporto planata massimo	17
Velocità orizzontale corrispondente	km/h 58
Minima velocità di discesa	m/sec 1
Velocità orizzontale corrispondente	km/h 52
Velocità limite consentita	km/h 225

D.T.G.L. « S. Ambrogio » (Italia)

Il « S. Ambrogio » è un piccolo aliante veleggiatore progettato e costruito nel 1938 dall'appassionato volovelista G. L. Della Torre con l'intento pienamente raggiunto, di realizzare un piccolo apparecchio semplice ed economico con buone caratteristiche di volo.

L'unico appunto che si può fare a questo riuscito velivolo è forse riguardo alla troppo corta fusoliera che lo rende piuttosto « ballerino » data la non eccessiva stabilità longitudinale.

Il « S. Ambrogio » si è dimostrato adatto all'allenamento al volo veleggiato; data l'ampia visibilità in tutti i sensi è ottimo come veleggiatore da pendio e può essere impiegato anche per voli di distanza col vantaggio su quelli affini per doti di volo di possedere una minore apertura alare ed una grande maneggevolezza che gli consentono di sfruttare anche le correnti termiche di piccolo diametro e di atterrare senza difficoltà e con minori probabilità di scassarsi anche in campi di modeste dimensioni.

Nell'insieme è costituito da un'ala monolongherone a sbalzo a pianta rettangolare rastremata all'estremità e semplicemente raccordata all'incastro con la fusoliera che avviene all'altezza delle spalle del pilota. La giunzione si effettua mediante quattro spinotti conici principali e due cilindrici in corrispondenza del puntone diagonale che ha l'ufficio di trasmettere alla fusoliera gli sforzi torsionali assorbiti dall'ala attraverso il bordo d'attacco ricoperto in compensato.

La fusoliera a sezione esagonale è arrotondata sul dorso nella parte anteriore, la ricopertura è interamente in compensato. L'ordinata maestra dovendo assorbire tutte le sollecitazioni che si esercitano in volo ed in atterraggio è particolarmente robusta, in essa è ricavato l'alloggiamento del paracadute e nella parte superiore porta le piastre per l'attacco dell'ala che per la sua particolare posizione, allo scoperto, dietro le spalle del pilota consente di effettuarne il montaggio e lo smontaggio con rapidità.

L'impennaggio orizzontale, compensato staticamente è di struttura analoga a quella dell'ala e si fissa alla fusoliera mediante tre bulloni.

L'organo di atterraggio è costituito da un semplice pattino di frassino molleggiato con tamponi di gomma. In coda sotto il timone

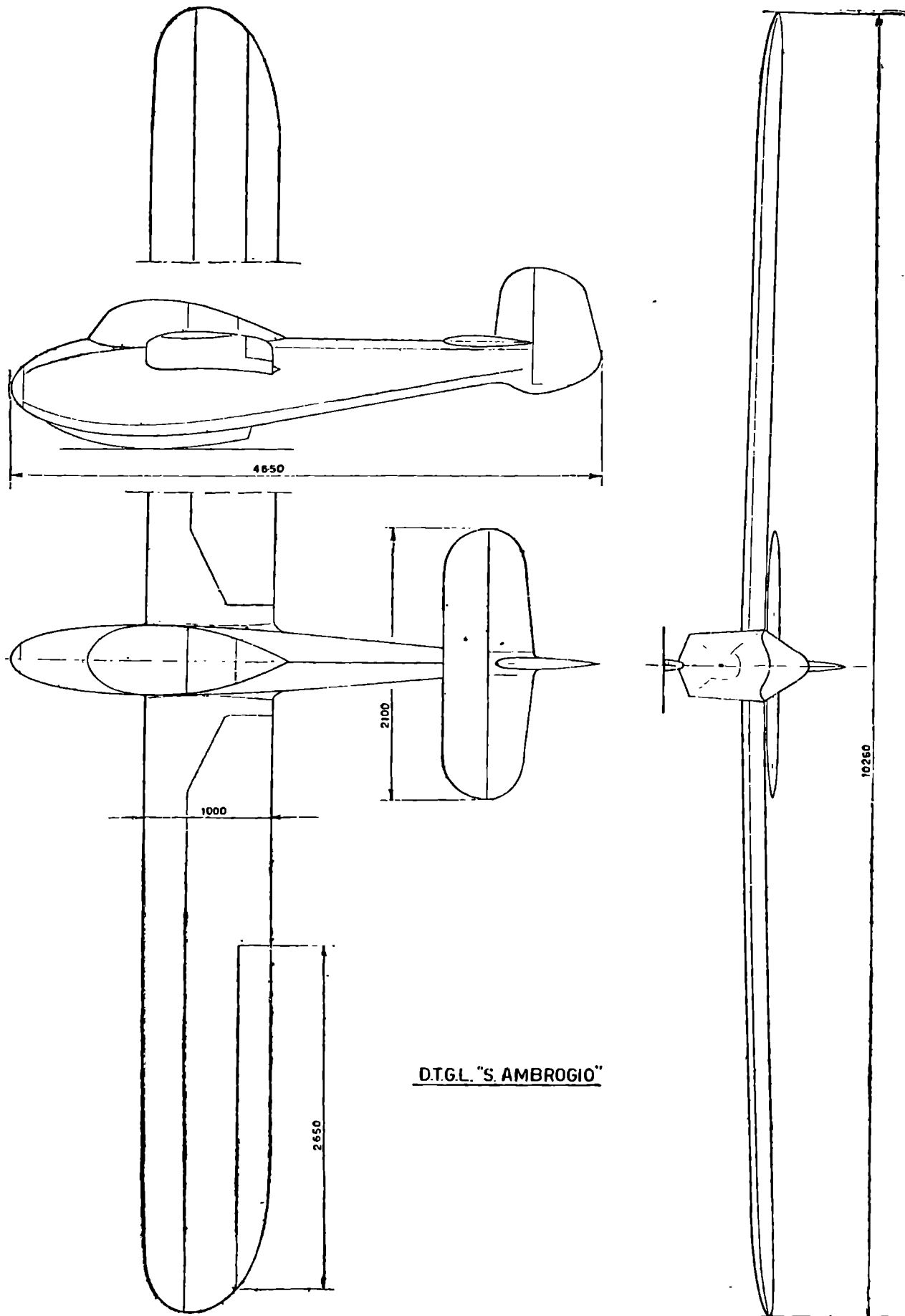


Fig. 16.

di direzione è pure sistemato un piccolo pattino molleggiato anch'esso con un tampone di gomma.

Le trasmissioni dei comandi sono realizzate col normale sistema di cavi e carrucole. Il comando degli alettoni è a rapporto differenziale.

La visibilità è consentita al pilota in tutti i sensi, anche posteriormente grazie ad una capottina completamente trasparente ottenuta



Fig. 17. — Il piccolo veleggiatore « S. Ambrogio » sul campo di Asiago
(Foto G. L. Della Torre).

adattando opportunamente del cellone sullo scheletro in legno superando le difficoltà fraposte da doppie curvature.

Il cruscotto può portare gli strumenti indispensabili ad ogni veleggiatore; dietro la testa del pilota viene sistemato il barografo e gli arnesi per lo smontaggio.

Dimensioni principali.

Apertura alare	m	10,26
Lunghezza fusoliera	m	4,60
Altezza	m	1,—
Larghezza	m	0,56
Sezione maestra	m ²	0,43

Superfici.

Ala con alettoni	m ²	9,60
Alettoni	m ²	1,02
Stabilizzatore	m ²	0,68

Equilibratore	m ²	0,62
Totale piano orizzontale	m ²	1,30
Deriva	m ²	0,19
Timone direzione	m ²	0,48
Totale piano verticale	m ²	0,67

Particolarità ala.

Corda all'incastro	m	1,—
Corda media	m	0,93
Diedro trasversale		2,5°
Allungamento		11

Profili.

Ala:

all'incastro	Gottinga	535
all'alettone	"	535
all'estremità	N.A.C.A.	23012
Angolo di calettamento ala-fusoliera		4°
Svergolamento geometrico		0°

Pesi.

Peso a vuoto	kg	90,—
Carico utile	kg	80,—
Peso totale	kg	170,—
Carico alare	kg/m ²	17,7

Caratteristiche di volo.

Rapporto di planata massimo		20
Velocità orizzontale corrispondente	km/h	69
Minima velocità di discesa	m/sec	0,85
Velocità orizzontale corrispondente	km/h	58

« Hütter 28 » (Germania)

L'« Hütter 28 », progettato e costruito dai fratelli Hütter nel 1936, è un veleggiatore monoposto di piccole dimensioni. Con questo velivolo si è cercato di ottenere, basandosi sulle esperienze precedenti dell'« H. 17 », un apparecchio di piccole (per non dire piccolissime) dimensioni con ottime doti aerodinamiche, specialmente alle alte velocità orizzontali, adatto per poter fare dei voli di distanza.

Per questo fine è stato adottato un carico alare abbastanza elevato ed è stata curata al massimo la « pulitezza » dell'apparecchio.

La fusoliera di piccola sezione — appena 46 cm. di larghezza — è ben avviata e particolarmente studiato il raccordo ala-fusoliera. La razionalità della struttura ha permesso di ottenere un basso peso a vuoto con una notevole robustezza. Si è fatto uso di balsa per i riempimenti e per i vari raccordi.

L'ala è monolongherone con cassone anteriore resistente a torsione. Una diagonale posteriore scarica la torsione sulla fusoliera. L'ala è in due pezzi ed il longherone è con solette in frassino.

Nonostante le piccole dimensioni della fusoliera, l'abitacolo del pilota è relativamente comodo poichè si sfrutta in larghezza la cavità

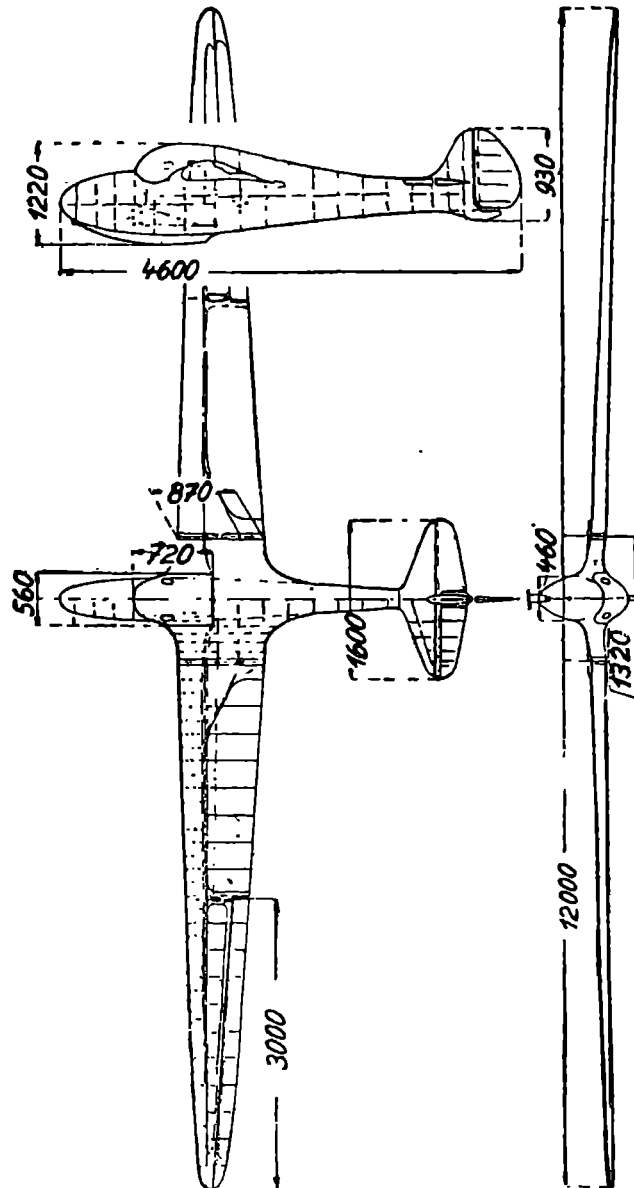


Fig. 18. - « Hütter 28 ».

dei raccordi con l'ala che sono in corrispondenza delle spalle del pilota. La pedaliera è regolabile a terra in modo da adattarla alla statura del pilota.

Il grande pregio di questo piccolo veleggiatore è stato senza dubbio

l'ottima maneggevolezza e sensibilità dei comandi che gli permette di sfruttare termiche di piccole dimensioni.

Si può dire che ancor oggi a distanza di molti anni lo « H. 28 » sia ancora il miglior apparecchio di questa categoria.

Dimensioni principali.

Apertura alare	m	12,—
Superficie alare	m ²	7,8
Lunghezza totale	m	4,60
Larghezza fusoliera	m	0,46

Pesi.

Peso a vuoto	kg	88
Carico utile	kg	90
Peso totale	kg	178
Carico alare	kg m ²	23

Ala.

Allungamento	18,5
Profilo	Göttinga 535 modificato

Caratteristiche di volo.

Rapporto planata massimo	24
Velocità orizzontale corrispondente	km h 60
Minima velocità di discesa	m/sec 0,66

C.V.V. 2 « Asiago » (Italia)

L'Asiago C.V.V. 2, progettato dal «Centro Studi ed Esperienze per il volo a vela» (C.V.V.) del Politecnico di Milano nel 1937, è un veleggiatore da allenamento e scuola, ad ala alta, monolongherone sorretta da un solo montante profilato.

L'ala in pianta è per un tratto centrale rettangolare si rastrema poi linearmente fino all'estremità. Il profilo a forte curvatura all'incastro si mantiene costante lungo tutta la parte rettangolare; all'estremità abbiamo invece un biconvesso: la variazione di profilo fra essi è lineare. Lo svergolamento geometrico è di circa 3°.

Il buon allungamento alare ha permesso di ottenere un buon rapporto di planata e una bassa velocità di discesa.

Gli alettoni, di grandi dimensioni, consentono un'ottima maneggevolezza trasversale anche a basse velocità. Il loro comando è differenziale con rapporto 1 : 2,5.

Sull'ala, appena fuori dell'apertura del piano orizzontale, vi sono i diruttori dorsali tipo C.V.V.

Le parti metalliche dell'ala sono quasi tutte in durall. montate

tutte su cuscinetti a sfere. La pedaliera è del tipo normale con pedane incernierate in basso e trasmissione a cavi.

Molto comodo il posto di pilotaggio e ottima la visibilità. Sul lato sinistro vi è il comando dei diruttori e sul cruscotto il pomello dello sgancio.

La fusoliera, semplice e bene avviata, ha forma esagonale anteriormente e rombica posteriormente.



Fig. 19. — Il C.V.V. 2 « Asiago » ottimo veleggiatore impiegato in Italia prima della guerra nelle scuole di volo veleggiato per il conseguimento del brevetto « C ». (Foto M. Galimberti).

Gli impennaggi sono a sbalzo. Il timone di direzione è compensato aerodinamicamente.

Il pattino d'atterraggio è molleggiato con tamponi di gomma. L'apparecchio è munito di una ruota da 260×100 posta dietro il baricentro.

In molti anni di servizio presso le scuole l'*Asiago* ha dimostrato possedere ottime qualità di volo, di praticità e robustezza.

Il coefficiente di robustezza $2n = 9$ gli permette di eseguire anche la maggior parte delle figure acrobatiche.

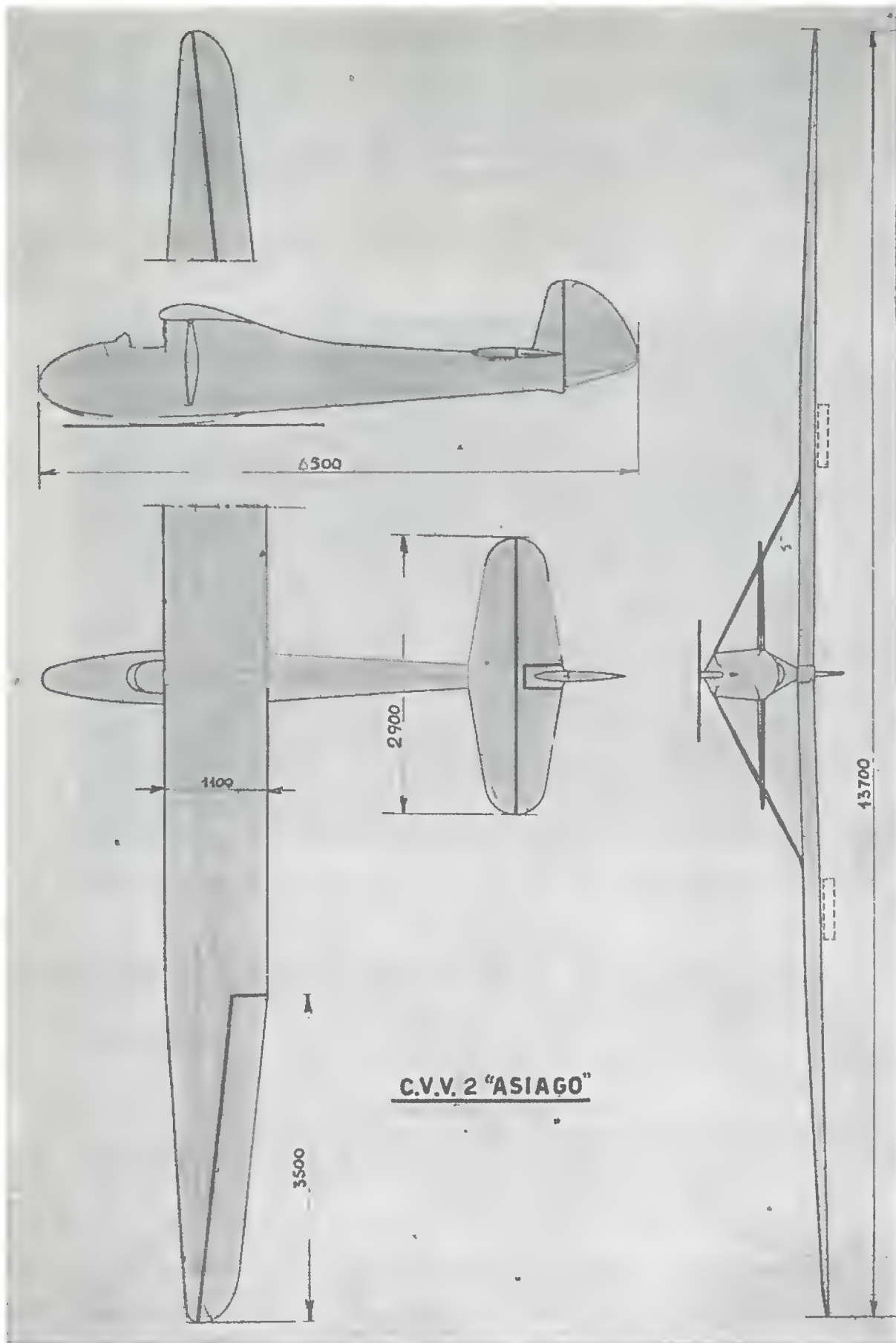


Fig. 20.

Dimensioni principali.

Apertura alare	m	13,70
Lunghezza totale	m	6,50
Larghezza fusoliera	m	0,56
Altezza fusoliera	m	1,25
Sezione maestra	m ²	0,50

Superfici.

Ala con alettoni	m ²	12,70
Alettoni	m ²	2,55
Diruttori	m ²	0,15
Stabilizzatore	m ²	1,12
Equilibratore	m ²	1,10
Totale piano orizzontale	m ²	2,22
Deriva	m ²	0,19
Timone di direzione	m ²	0,75
Totale piano verticale	m ²	0,94

Pesi.

Peso a vuoto	kg	120,—
Carico utile	kg	90,—
Peso totale	kg	210,—
Carico utile	kg/m ²	16,5

Particolarità ala.

Corda all'incastro	m	1,10
Corda media	m	0,93
Corda all'estremità	m	0,50
Diedro trasversale		1,5°
Allungamento		14,8
Rapporto di rastremazione		2,2
Coefficiente di robustezza		9

Profili.

Ala:

all'incastro	Gottinga 535
a metà apertura	Gottinga 535
all'estremità	N.A.C.A. 0012
Piani coda	N.A.C.A. M. 3
Angolo di calettamento ala-fusoliera	1°
Svergolamento ala	3°

Caratteristiche di volo.

Rapporto di planata massimo		20,—
Velocità orizzontale corrispondente	km/h	60
Minima velocità di discesa	m/sec	0,80
Velocità orizzontale corrispondente	km/h	55
Velocità limite consentita	km/h	200

« Caudron C. 810 » (Francia)

Questo aliante è particolarmente adatto per scuola volo termico e rientra in quella categoria di velivoli da allenamento come i nostri « Cat. 20 », « Alcione », « Asiago ».

Di architettura semplice ad ala alta controventata con un montante a pianta rettangolare-ellittica.

Per il tratto rettangolare è stato adottato il profilo Gottinga 654, per la parte ellittica il profilo varia verso il Gottinga 676 all'estremità.

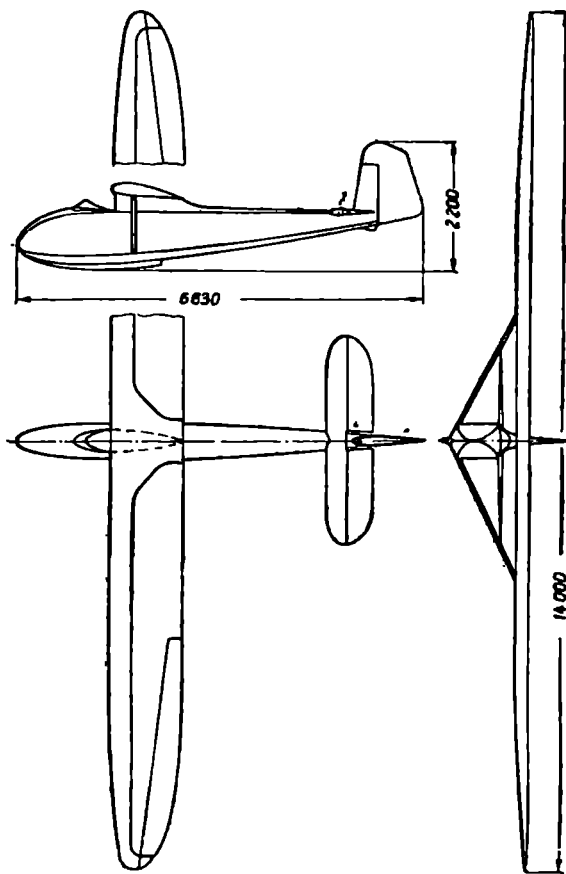


Fig. 21. - « Caudron C. 810 ».

L'ala monolungherone è in due pezzi con cassone anteriore e diagonale posteriore.

La fusoliera è esagonale con rivestimento in compensato ad abitacolo aperto con semplice parabrezza.

Gli apparati di atterraggio sono costituiti da un pattino anteriore ammortizzato con tamponi di gomma e da un piccolo pattino in coda; non vi è la monoruota. Anche questo velivolo non è munito di diruttori.

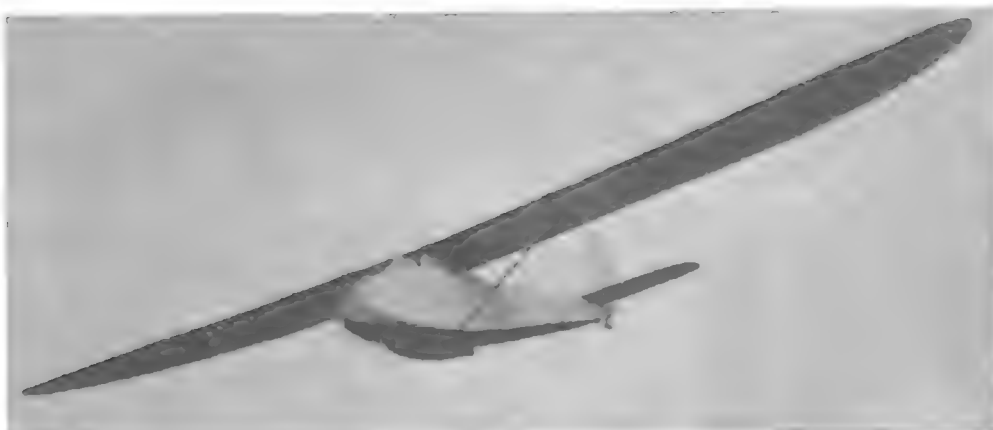


Fig. 22. - L'aliante da allenamento francese « Caudron C. 810 » (Da Flugsport).

Caratteristiche.

Apertura alare	m	14,—
Superficie	m ²	15,40
Allungamento		12,5
Superficie alettoni	m ²	2,36
Lunghezza fusoliera	m	6,65
Superficie stabilizzatore	m ²	0,97
Superficie equilibratore	m ²	1,26
Superficie deriva	m ²	0,36
Peso a vuoto.	kg	150,—
Carico utile	kg	62,—
Peso totale.	kg	232,—
Carico alare	kg/m ²	15,10
Rapporto planata massimo		—
Minima velocità discesa	m/sec	0,65
Velocità orizzontale corrispondente	km/h	52,50
Velocità di rimorchio	km/h	100,—

« Spyr`Trainer I^o » (Svizzera)

Costruito da Hans Schwarz della G.B.M.Z. di Zurigo lo « Spyr Trainer I^o » è stato concepito come velivolo da allenamento e di passaggio fra gli apparecchi scuola di primo periodo e quelli per il volo veleggiato e acrobazia.

Le sue caratteristiche aerodinamiche sono quindi modeste, però è stata curata in particolare la stabilità e la maneggevolezza in modo da rendere facile il pilotaggio.

L'architettura è quella usuale in questi tipi di velivoli da allenamento: ala alta diritta controventata, fusoliera poligonale, abitacolo aperto.

L'ala monolongherone ha in pianta la forma classica di quasi tutti

gli «Spyr»: tratto centrale trapezoidale con freccia verso l'avanti, tratti esterni pure trapezoidali con freccia nulla.

Il longherone però per semplicità costruttiva è rettilineo.

Esso è in legno a sezione a doppio T. Invece, sia i longheroni degli alettoni che quelli dell'equilibratore e del timone di direzione, sono in lamiera di duralluminio.

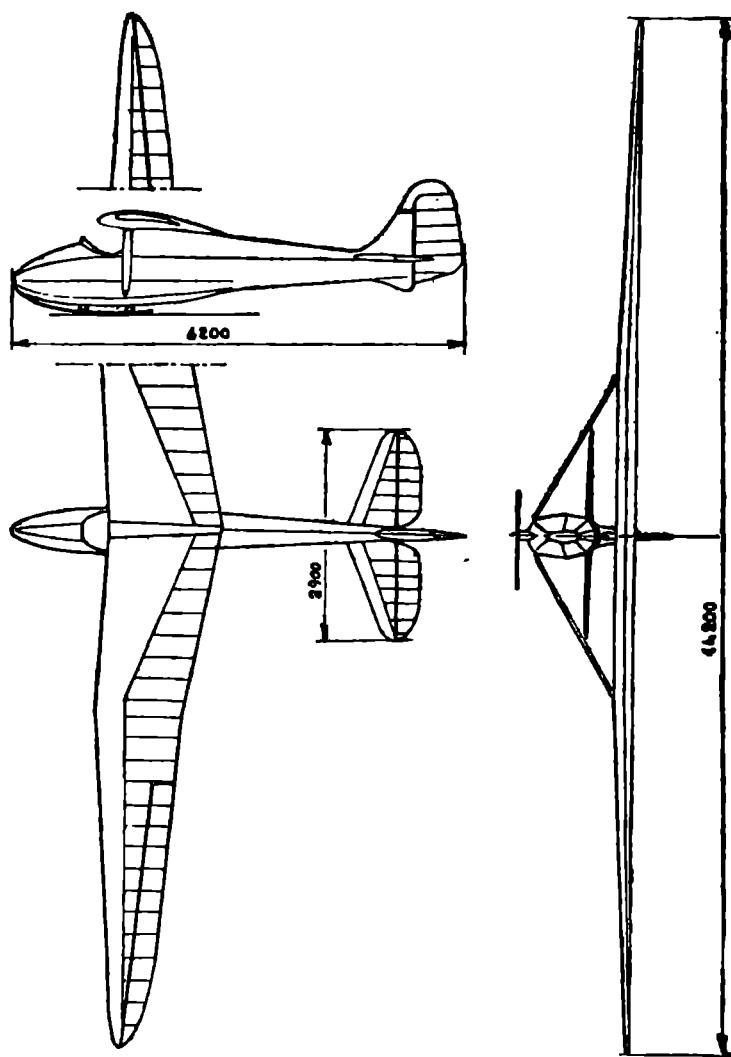


Fig. 23. - «Spyr I Trainer».

La fusoliera è di struttura in legno molto semplice con ordinate a listelli. Le parti metalliche sono della maggior semplicità.

Tutti i comandi sono raggruppati nel posto di pilotaggio e facilmente ispezionabili. La pedaliera è regolabile a terra.

Il calcolo delle strutture è stato eseguito sulla base delle prescrizioni di costruzioni «Olimpia» che permettono perciò allo «Spyr Trainer I°» di eseguire anche l'acrobazia.

Caratteristiche.

Apertura alare	m	14,20
Superficie	m ²	12,60
Allungamento		16,—
Profilo alare	Göttinga 535 modificato	
Lunghezza fusoliera	m	6,20
Peso a vuoto.	kg	145,—
Carico utile	kg	80,—
Peso totale.	kg	225,—
Carico alare	kg/m ²	17,8
Rapporto planata massimo		18,5
Velocità minima di discesa	m/sec	0,85
Velocità orizzontale corrispondente	km/h	55,—

« Alcione B. S. 28 » (Italia)

È questo un velivolo da allenamento al volo veleggiato e di passaggio fra quelli scuola brevetto B e quelli da gara, costruito dall'«Aeronautica Lombarda» nel 1937.

Di architettura molto semplice ad ala media diritta a sbalzo, fusoliera poligonale rivestita in compensato, impennaggi a sbalzo simili a quelli dell'«Asiago».

L'ala, a pianta trapezoidale, è in due pezzi che si uniscono fra loro nella fusoliera.

Tutto il bordo d'uscita è occupato da superfici mobili. Il terzo interno forma le alette di curvatura comandate da una leva alla sinistra del pilota. I restanti due terzi sono occupati dai due alettoni, di cui quelli esterni hanno un'escursione angolare maggiore, che vengono comandati mediante un doppio differenziale.

L'ala è munita di diruttori dorsali C.V.V. a fessura per aumentare a volontà la velocità di discesa.

La fusoliera è a sezione esagonale arrotondata superiormente. Gli organi di atterraggio sono costituiti da un normale pattino anteriore in frassino ammortizzato con tamponi di gomma, da una ruota da 300 × 100 posta dietro il baricentro, e da un piccolo pattino metallico in coda molleggiato con una palla da tennis.

Il posto di pilotaggio, data l'ala media, gode di ottima visibilità anche verso l'indietro, cosa molto utile in un apparecchio di questa categoria. Buone sono risultate le qualità di volo: la sua robustezza e maneggevolezza gli permettono anche di eseguire le maggiori figure acrobatiche.

Dimensioni principali.

Apertura alare	m	14,50
Lunghezza fusoliera	m	6,80
Larghezza fusoliera	m	0,61
Altezza fusoliera	m	1,18

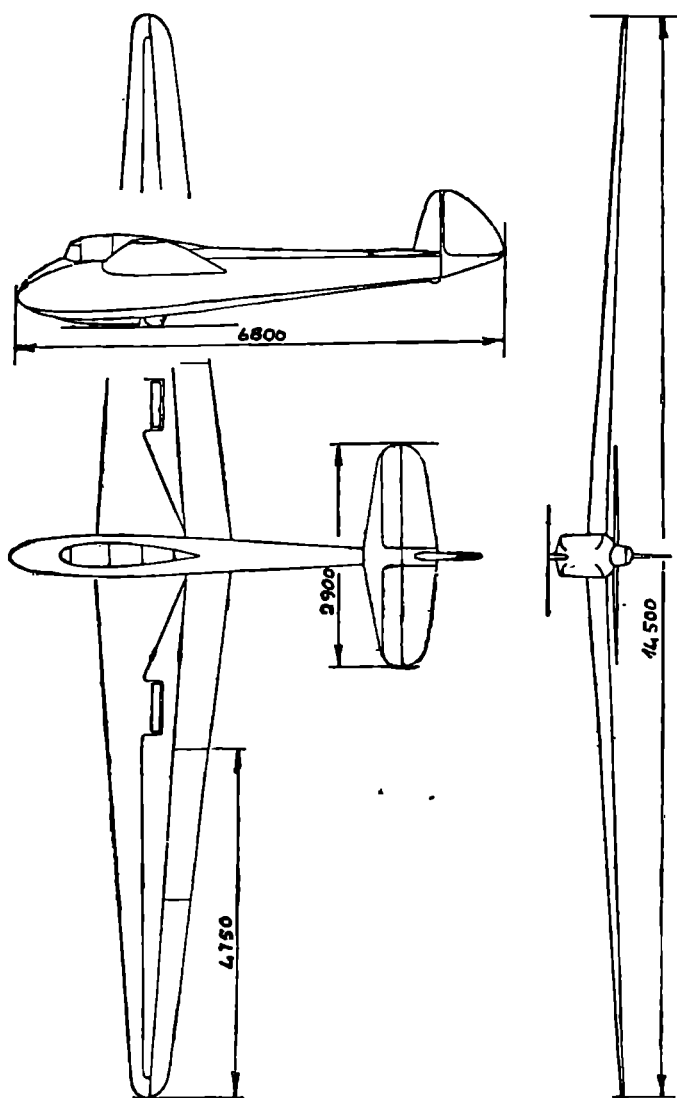


Fig. 24. - « Alcione » B. S. 28.

Superfici.

Ala con alettoni	m ²	14,—
Alettoni	m ²	2,70
Diruttori	m ²	0,13
Ipersostentatori	m ²	2,10
Stabilizzatore	m ²	1,12
Equilibratore	m ²	1,10
Totale piano orizzontale	m ²	2,22
Deriva	m ²	0,19
Timone direzione	m ²	0,75
Totale piano verticale	m ²	0,94

Pesi.

Peso a vuoto.	kg	160,—
Carico utile	kg	85,—
Peso totale.	kg	245,—
Carico alare	kg/m ²	17,5

Particolarità ala.

Corda all'incastro	m	1,60
Corda media	m	0,96
Corda all'estremità	m	0,45
Allungamento		15,—
Diedro trasversale		4°
Rapporto di rastremazione		3,56
Coefficiente di robustezza		9,—

Profili.

Ala:

all'incastro	Gottinga	449
a metà apertura	Gottinga	693
all'estremità	N.A.C.A.	0012

Piani coda:	N.A.C.A. M.	3
Angolo calettamento ala-fusoliera		3°
Svergolamento geometrico ala		3°



Fig. 25. — La versione affinata dell'Alcione B. S. 28. Alla fusoliera poligonale è stata sostituita questa a sezione ovoidale (Foto M. Galimberti).

Caratteristiche di volo.

Rapporto planata massimo	22
Velocità orizzontale corrispondente	km/h 65
Minima velocità di discesa.	m/sec 0,75
Velocità orizzontale corrispondente	km/h 58

B) VELEGGIATORI DI MEDIE CARATTERISTICHE**(Categoria « Olimpia »)**

Raccogliamo in questa categoria gli alianti progettati per il Concorso per la scelta del monotipo che avrebbe dovuto partecipare alle Olimpiadi del 1940 (la cui caratteristica principale era data dall'apertura alare fissata in 15 m.) ed alcuni altri che, pur essendo stati costruiti prima del bando di tale concorso, possono rientrare in detta categoria per le analoghe caratteristiche costruttive e di volo (apertura alare, allungamento, peso, velocità di discesa ed efficienza).

D.F.S. « Meise » (Germania)

Il *D.F.S. Meise* è il maggior esponente di quella categoria di 15 metri detta « Olimpionica » perchè definita dal regolamento per la scelta del monotipo olimpionico del 1939.

Questo apparecchio rivelatosi indubbiamente, alle prove di volo a Sezze, il migliore, sia per semplicità e razionalità costruttive sia per le ottime prove di volo, fu designato dalla Commissione internazionale come veleggiatore monotipo per le Olimpiadi.

Il progetto del « Meise » è del costruttore tedesco Ing. Hans Jacobs e si può dire che sia direttamente derivato, sia come architettura sia dal punto di vista aerodinamico, dal « Weihe » anch'esso dello stesso costruttore.

Il « Meise » è un veleggiatore ad ala alta, monolongherone a sbalzo di medio allungamento.

La fusoliera ovoidale nella parte anteriore, assume dietro l'ala una forma a spigolo inferiormente e superiormente.

Il comando degli alettoni è differenziale. Particolare importante è la pedaliera regolabile in volo che permette al pilota di aggiustarsi la posizione più comoda nelle lunghe permanenze in aria.

La struttura del « Meise » è completamente in legno. La semplicità e razionalità delle linee e la posizione dell'ala alta, che migliora aerodinamicamente l'intersezione ala-fusoliera, ha permesso di ottenere, nonostante la limitata apertura alare, ottime caratteristiche aerodinamiche.

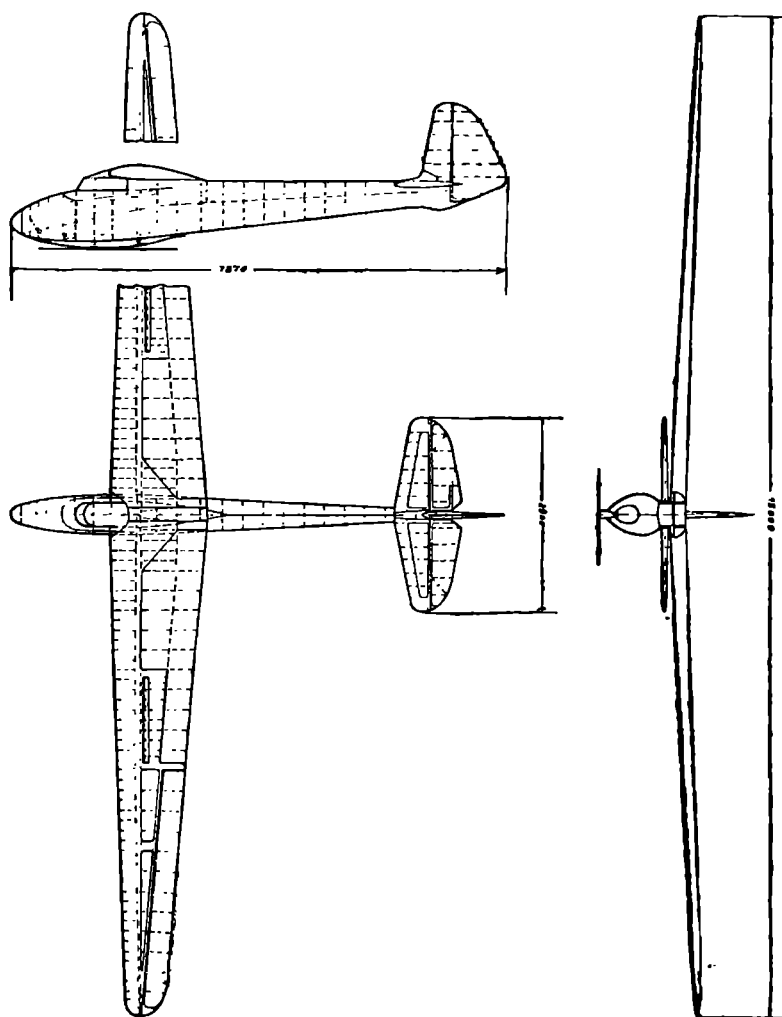


Fig. 26. — D. F. S. « Meise ».

Dimensioni principali.

Apertura alare	m	15,—
Lunghezza totale	m	7,27
Larghezza fusoliera	m	0,60
Altezza fusoliera	m	0,90 (?)
Sezione maestra	m ²	0,55

Superfici.

Ala con alettoni	m ²	15,—
Alettoni	m ²	2,20
Diruttori	m ²	0,34
Stabilizzatore	m ²	1,40
Equilibratore	m ²	0,95
Totale piano orizzontale	m ²	2,35
Deriva	m ²	0,35
Timone di direzione	m ²	0,72
Totale piano verticale	m ²	1,07

Pesi.

Peso a vuoto.	kg 160
Carico utile	kg 95
Peso totale.	kg 255
Carico alare	kg/m ² 17

Particolarità ala.

Corda all'incastro	m 1,45
Corda media	m 1,—
Corda all'estremità	m 0,55
Diedro trasversale	2,3°
Allungamento	15
Rapporto di rastremazione	2,64
Coefficiente di robustezza	12

Profili.

Ala:

all'incastro	Gottinga 549
a metà apertura	Gottinga 549
all'estremità	Gottinga 676
Piani coda	simmetrico

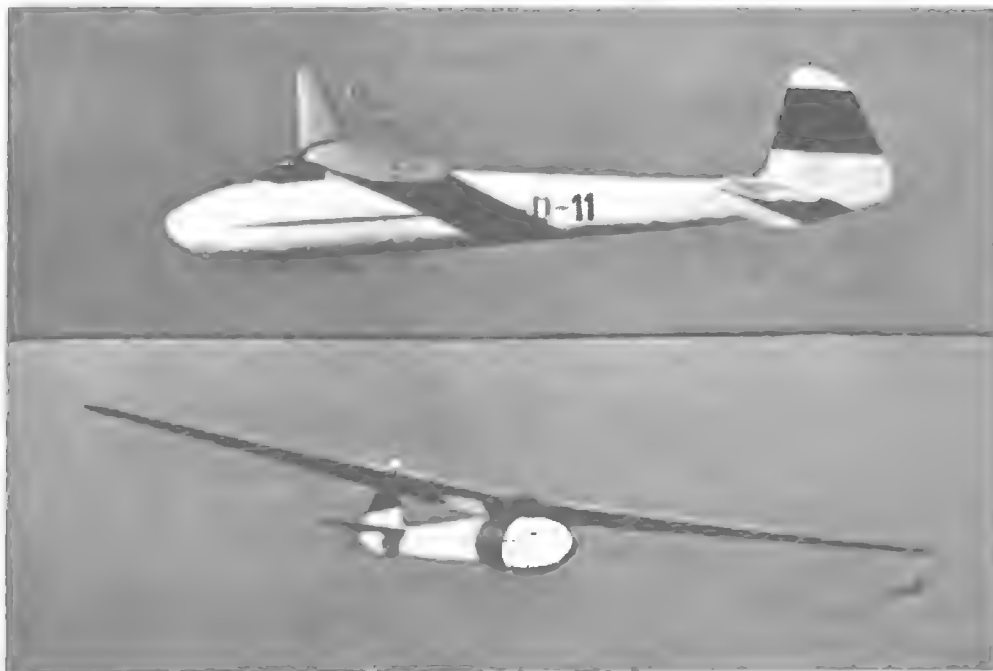


Fig. 27. — Il «Meise» vincitore del concorso per la scelta del monotipo olimpionico, testatosi a Sezze nel febbraio del 1939.

Caratteristiche di volo.

Rapporto planata massima	25,5
Velocità orizzontale corrispondente	km/h 69
Minima velocità discesa	m/sec 0,71
Velocità orizzontale corrispondente	km/h 59,4
Velocità limite consentita	km/h 220

C.V.V. 4 « Pellicano » (Italia)

Il veleggiatore « Pellicano » è stato insieme con l'« AL 3 » il rappresentante italiano al concorso per la scelta del veleggiatore olimpionico e si può dire che sia stato l'apparecchio che più ha contrastato la vittoria al « Meise ».

Costruito in soli tre mesi dal C.V.V. del Politecnico di Milano questo apparecchio presentava la novità dal punto di vista aerodinamico dell'impiego di profili alari biconvessi a debole curvatura.

L'angolo di svergolamento necessario per la buona stabilità e maneggevolezza trasversali è di circa 5°.

Quest'ala ha rivelato delle qualità molto interessanti: per esempio al di là della perdita di velocità, l'apparecchio, oltre a conservare buona stabilità trasversale affonda dolcemente senza picchiare di colpo, inoltre



Fig. 28. — Il C.V.V. 4 « Pellicano », l'apparecchio italiano che più ha contrastato la vittoria al « Meise » (Foto M. Galimberti).

non si nota alcuna tendenza alla vite, che non è possibile senza manovrare a fondo gli alettoni e i timoni di profondità e direzione.

Dal punto di vista statico il veleggiatore « Pellicano » è esuberante: il suo coefficiente di robustezza pratico alla richiamata raggiunge il valore di 12. La sua rigidità e compattezza è notevole e questo secondo l'impressione riportata da vari piloti italiani e stranieri.

La costruzione si ispira a principi di semplicità e facilità di riproduzione e riparazione. In particolare i pezzi metallici sono semplici e non necessitano di costose operazioni di aggiustaggio e di rettifica.

L'ala è a sbalzo con notevole forma a M. La sua pianta è trapezoidale con estremità ellittiche. Struttura monolongherone con bordo di attacco in compensato resistente a torsione. Le due semiali si congiungono fra loro nell'interno della fusoliera per mezzo di piastre metalliche fissate con due spinotti conici. All'ala viene poi appesa la fusoliera per mezzo di due spinotti cilindrici.

Gli alettoni, di forte allungamento, sono comandati con rapporto differenziale 1 : 2,4. L'ala è munita di diruttori doppi di grande efficacia: la velocità limite in candela è risultata con diruttori aperti di appena 190 km/h., mentre senza diruttori raggiungerebbe i 400 km/h.

La fusoliera è a sezione ovoidale e racchiude completamente il pilota la cui visibilità è ampiamente assicurata da una spaziosa capottina in plexiglas.

Il seggiolino comporta la sistemazione del paracadute ed assicura con la sua forma il massimo di comodità.

Posteriormente al pilota la fusoliera è aperta ed accessibile in modo da permettere le operazioni di montaggio dell'ala e dei comandi.

Gli impennaggi sono a sbalzo completo. Il timone di direzione è di grande superficie e consente un'ottima maneggevolezza direzionale. È compensato aerodinamicamente. Il timone di profondità è munito di un piccolo flettner regolabile in volo.

Dimensioni principali.

Apertura alare	m	15,—
Lunghezza totale	m	6,60
Larghezza fusoliera	m	0,62
Altezza fusoliera	m	1,10
Sezione maestra	m ²	0,55

Superfici.

Ala con alettoni	m ²	14,70
Alettoni	m ²	2,78
Diruttori	m ²	0,54
Stabilizzatore	m ²	0,86
Equilibratore	m ²	1,—
Totale piano orizzontale	m ²	1,86

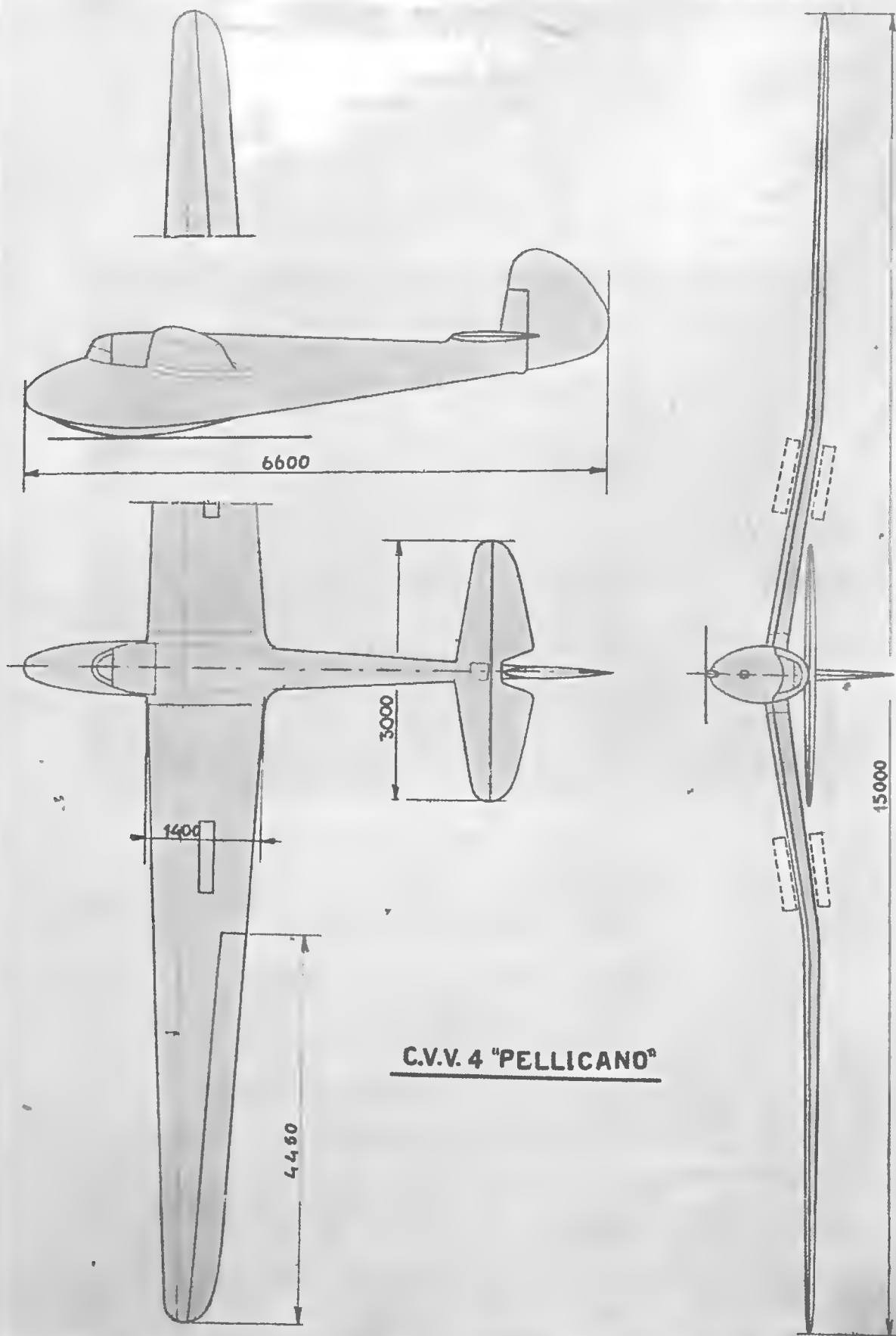


Fig. 29.

Deriva	m ²	0,16
Timone di direzione	m ²	0,87
Totale piano verticale	m ²	1,03

Pesi.

Peso a vuoto	kg	160
Carico utile	kg	95,—
Peso totale	kg	255,—
Carico alare	kg/m ²	17,40

Particolarità ala.

Corda all'incastro	m	1,40
Corda media	m	0,98
Corda all'estremità	m	0,58
Diedro trasversale centrale		8°
Allungamento		15,3
Rapporto di rastremazione		2,35
Coefficiente di robustezza		12

Profili.

Ala:		
all'incastro	N.A.C.A.	2418
al gomito	N.A.C.A.	2415
all'estremità	N.A.C.A.	0012
Piani coda:	N.A.C.A.	M. 3
Angolo di calettamento ala-fusoliera		4°
Svergolamento geometrico ala		5°

Caratteristiche di volo.

Rapporto di planata massimo		23,5
Velocità orizzontale corrispondente	km/h	67
Minima velocità di discesa	m/sec	0,70
Velocità orizzontale corrispondente	km/h	56
Velocità minima consentita	km/h	190

A. L. 3 « Olimpico » (Italia)

L'« A. L. 3 Olimpico » è stato progettato dall'ing. C. Silva e costruito dall'Aeronautica Lombarda nel 1939 per il concorso per la scelta del monotipo Olimpia; ed alle prove di Sezze ha dimostrato di possedere ottime caratteristiche di volo.

Monoposto ad ala alta a sbalzo di elevato allungamento e forte rapporto di rastremazione.

Struttura alare monolongherone classica, fusoliera a guscio a sezione ovoidale ben avviata e abbastanza lunga.

Gli alettoni sono doppi e a comando differenziale che dà maggior angolo all'alettone esterno.

Sull'ala sono applicati dei diruttori doppi a fessura di grande efficacia.

Gli impennaggi, a sbalzo, sono fortemente rastremati; il timone di direzione è compensato aerodinamicamente.

La costruzione dell'A. L. 3, molto semplice, è totalmente in legno: longheroni alari, impennaggi e correnti fusoliera in abete; centine e ordinate fusoliera in pioppo, rivestimento in compensato di betulla.

Il pattino è in frassino ammortizzato con tamponi di gomma.



Fig. 30. — La prora dell' A. L. 3 « Olimpico ». Si nota il tubo di « Pitot » per l'indicatore di velocità. (Foto M. Galimberti).

Dimensioni principali

Apertura alare	m	15,—
Lunghezza totale	m	6,85
Larghezza fusoliera	m	0,63
Altezza fusoliera	m	0,91 (?)

Superfici.

Ala con alettoni	m ²	14,—
Alettoni	m ²	2,54
Diruttori	m ²	0,42
Stabilizzatore	m ²	0,53
Equilibratore	m ²	0,75
Totale piano orizzontale	m ²	1,28
Deriva	m ²	0,18
Timone direzione	m ²	0,58
Totale piano verticale	m ²	0,76

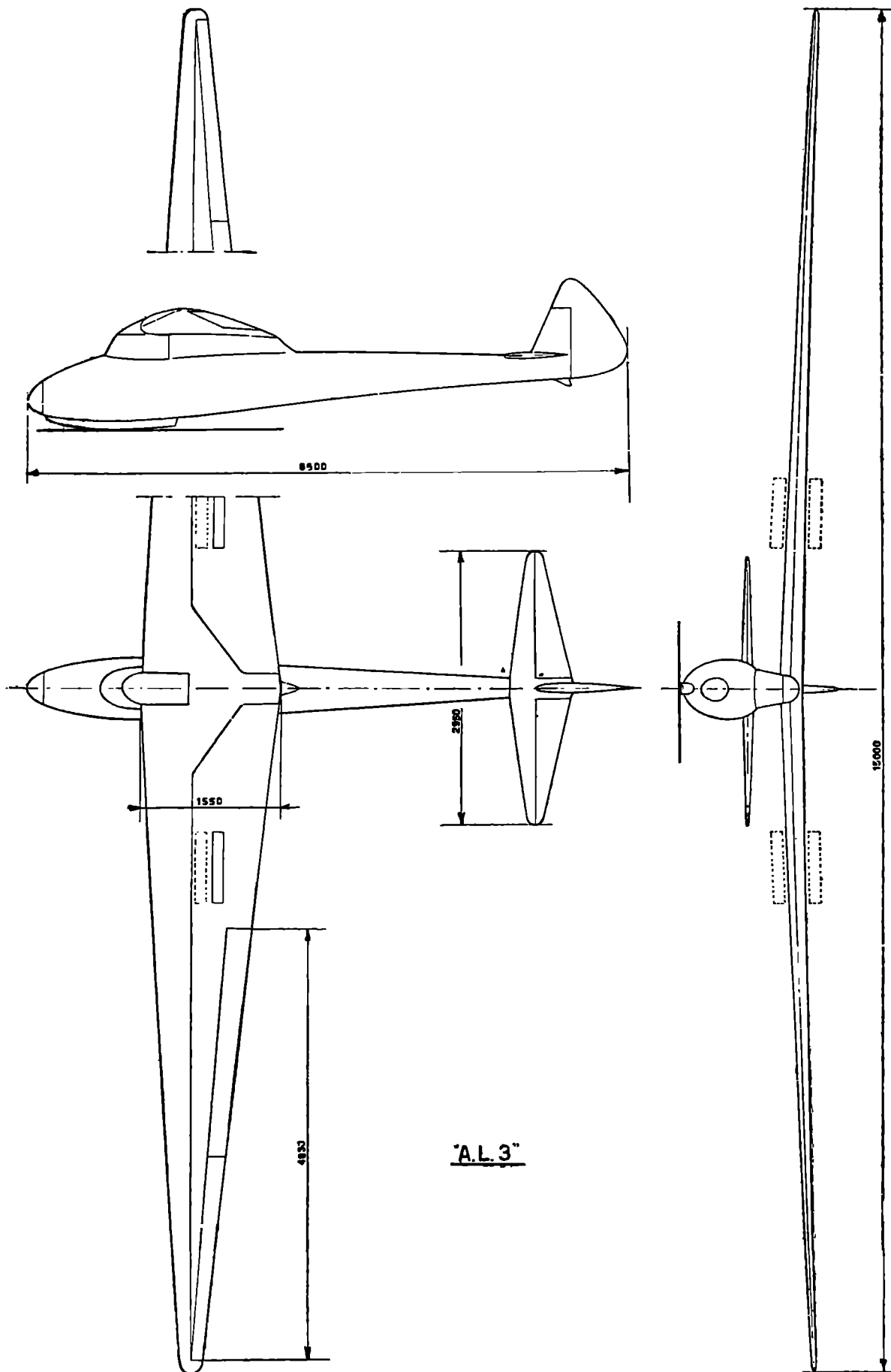


Fig. 31. - A. L. 3 «Olimpico».

Pesi.

Peso a vuoto.	kg	157
Carico utile	kg	95
Peso totale.	kg	252
Carico alare	kg/m ²	18
Coefficiente di robustezza	2 n = 10	

Particolarità dell'ala.

Corda all'incastro	m	1,55
Corda media	m	0,93
Corda estremità	m	0,35
Allungamento		16,—
Rapporto di rastremazione		3,57

Profili.

Ala:		
all'incastro	N.A.C.A.	5514
a metà apertura	N.A.C.A.	4513
all'estremità	N.A.C.A.	0010
Piani coda:	N.A.C.A.	0010
Angolo di calettamento ala-fusoliera		4°
Svergolamento geometrico ala		4,20°

Caratteristiche di volo.

Rapporto planata massimo		25
Velocità orizzontale corrispondente	km/h	71,—
Minima velocità di discesa.	m/sec	0,78
Velocità orizzontale corrispondente	km/h	60,—
Velocità limite consentita	km/h	200,—

« ORLIK » (Polonia)

L'« Orlik » è l'apparecchio che ha rappresentato la Polonia al concorso per la scelta del monotipo olimpionico tenutosi a Sezze nel febbraio del 1939.

Di architettura classica ad ala media ad M a sbalzo, fusoliera a guscio di costruzione in legno. Il longerone alare e i correnti della fusoliera sono di pino, legno da noi non usato nelle costruzioni aeronautiche, il rivestimento invece è di normale compensato di betulla.

L'ampia capottina in trasparente assicura una buona visibilità anche verso l'indietro. La sua struttura è in piccoli tubi di acciaio.

Gli alettoni sono sdoppiati (com'era d'uso corrente anni addietro) ed azionati con comando differenziale. Gli impennaggi sono a sbalzo ed il timone di direzione è compensato aerodinamicamente.

Il particolare più notevole di questo velivolo è nei freni di affondata. Questi infatti, diversamente dai normali diruttori montati sugli alianti, (sempre in posizione abbastanza arretrata sull'ala), sono costituiti da

due ampi sportelli che occupano tutto il tratto centrale dell'ala fino al gomito ed applicati inferiormente in posizione molto avanzata sul bordo d'attacco, senza creare fessura con l'ala.

Gli organi di atterraggio sono costituiti da un pattino anteriore,

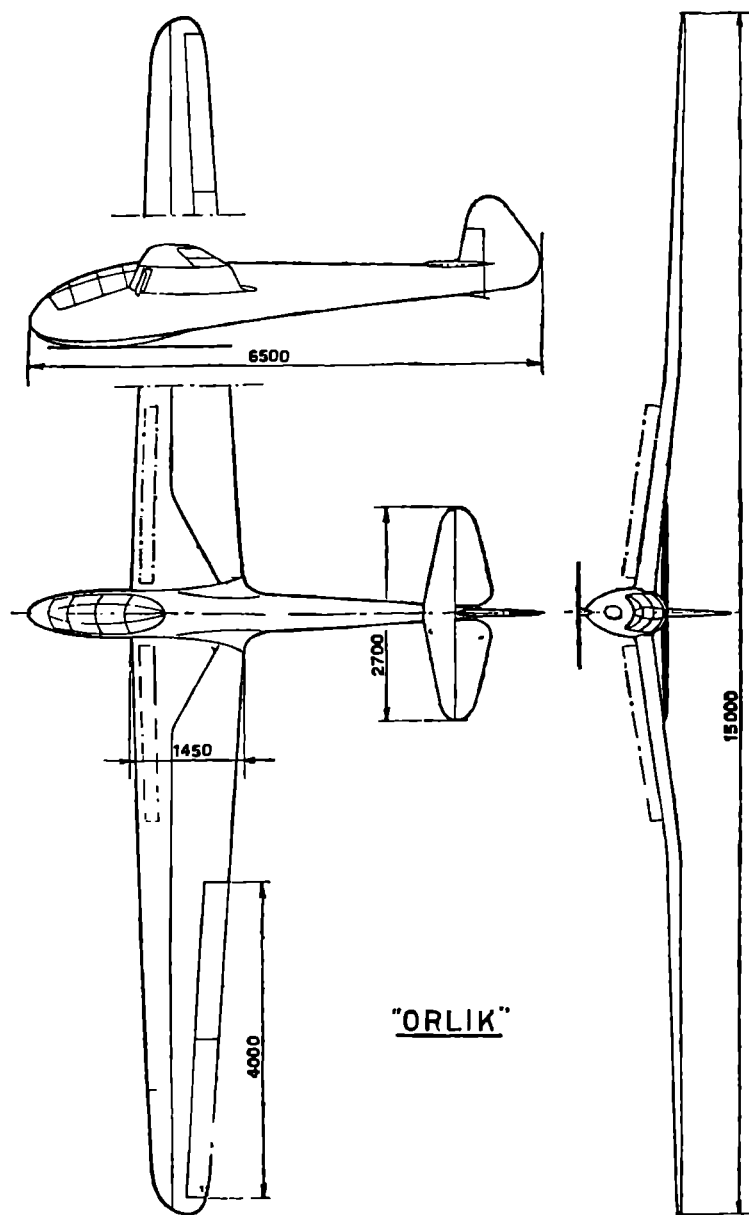


Fig. 32.

ammortizzato con pneumatici (sistema molto diffuso nei veleggiatori polacchi) e da un piccolo pattino in coda.

L'impiego di profili biconvessi adottati nell'ala ne fanno una macchina ottima per voli di distanza, per quanto a detta dei piloti italiani cha hanno avuto occasione di provarla, di non troppo facile pilotaggio.



Fig. 33. — Il veleggiatore polacco « Orlik » a Sezze nel 1939 durante la prova per la scelta del monotipo olimpionico. (Foto M. Galimberti).

Caratteristiche.

Apertura alare	m	15,—
Superficie	m ²	14,8
Allungamento		15,2
Lunghezza fusoliera	m	6,50
Larghezza massima fusoliera	m	0,60
Altezza fusoliera	m	1,—
Peso a vuoto	kg	160
Carico utile	kg	85
Peso totale	kg	245
Carico alare	kg/m ²	16,5
Rapporto di planata massimo		24
Velocità minima di discesa	m/sec	0,67
Velocità di discesa a 100 km/h	m/sec	1,50
Velocità limite di affondata	km/h	200

Mü 17 « Merle » (Germania)

Il Mü 17 « Merle » è stato progettato e costruito dal Centro del Politecnico di Monaco per il concorso del monotipo olimpionico.

La sua principale caratteristica è la fusoliera in tubi di acciaio saldati e rivestimento in tela. Questo orientamento verso tale tipo di struttura dei progettisti di Monaco risale già a parecchi anni fa con la costruzione del « Merlin » e del « Milan ».

Con detto sistema si ottiene una struttura semplice e leggera, seb-

bene non troppo rigida, a scapito però della finezza aerodinamica data la sua forma spigolata.

L'ala del Mü 17, e così pure gli impennaggi, sono in legno di struttura normale. Notevole è l'allungamento sia dell'ala che del piano orizzontale.

In pianta l'ala ha una freccia positiva di 6°. Il bordo d'uscita è



Fig. 34. - Versione modificata del «Mü 17» con installazione del carrello retrattile. La fusoliera è in tubi d'acciaio. (Foto M. Galimberti).

rettilineo. Le semiali si uniscono fra loro mediante due spinotti verticali. Abbastanza elevato il rapporto di rastremazione (2.6).

La struttura alare è monolongherone con bordo d'attacco resistente a torsione.

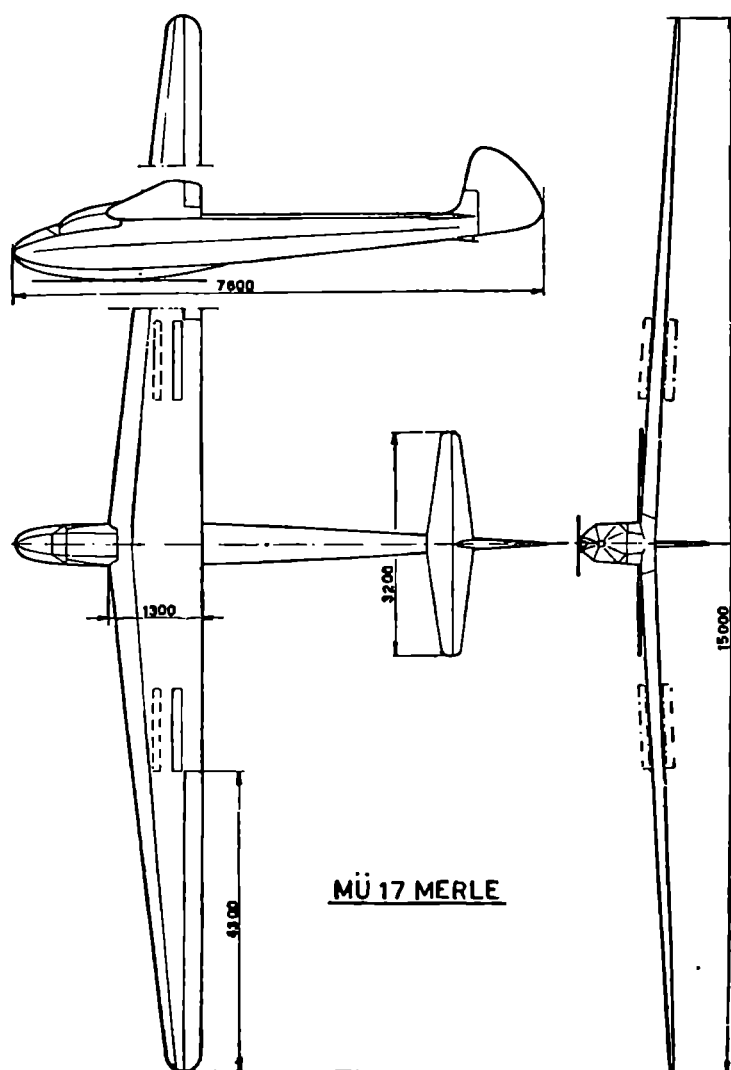
Diruttori doppi a rotazione tipo D.F.S. Buone le caratteristiche di volo.

Dimensioni principali.

Apertura alare	m	15,—
Lunghezza totale	m	7,5
Larghezza fusoliera	m	0,60
Altezza fusoliera	m	0,88 (?)
Sezione maestra	m ²	0,45

Superfici.

Ala con alettoni	m ²	13,30
Alettoni	m ²	2,—
Diruttori	m ²	0,53
Stabilizzatore	m ²	0,88



MÜ 17 MERLE

Fig. 35.

Equilibratore	m ²	0,60
Totale piano orizzontale	m ²	1,48
Deriva	m ²	0,08
Timone di direzione.	m ²	0,94
Totale piano verticale	m ²	1,02

Pesi.

Peso a vuoto.	kg	160
Carico utile	kg	95
Peso totale.	kg	255
Carico alare	kg/m ²	19,2

Particolarità ala.

Corda all'incastro	m	1,30
Corda media	m	0,88
Corda all'estremità	m	0,46

Freccia in pianta	6°
Diedro trasversale	3°
Allungamento	16,90
Rapporto di rastremazione	2,83
Coefficiente di robustezza	10

Profili.

Ala	profili nuovi
Piani coda	simmetrico
Angolo di calettamento ala-fusoliera	4-5°
Svergolamento geometrico ala	2°

Caratteristiche di volo.

Rapporto planata massima	26
Velocità orizzontale corrispondente	km/h 75
Minima velocità di discesa	m/sec 0,64
Velocità orizzontale corrispondente	km/h 58
Velocità limite consentita	km/h 200

C.V.V. 5 « Papero » (Italia)

L'aliante C.V.V. 5 « Papero » progettato dall'Ing. E. Preti particolarmente per voli di distanza è della stessa famiglia del « Pellicano » e da questo direttamente deriva.

L'architettura generale è simile a quella del « Pellicano » e analogamente la struttura. Anche nel « Papero » sono stati usati per l'ala gli stessi profili biconvessi a debole curvatura all'incastro e totalmente simmetrici all'estremità. Ciononostante la velocità di discesa non ha sofferto molto a causa del forte aumento dell'a velocità orizzontale.

Sulle ali si trovano i diruttori doppi C.V.V. a blocco automatico. I tubi di torsione che gli comandano si innestano automaticamente durante il montaggio delle ali. Come tutti i comandi sono anch'essi montati su cuscinetti a sfere.

Particolare cura è stata data allo studio ed al disegno della fusoliera. Le forme sono avviatissime e la sezione maestra è ridotta al minimo compatibile con l'abitabilità del posto di pilotaggio, che è confortevole e spazioso. La riduzione dell'ingombro è stata ottenuta con una razionale disposizione del seggiolino e del cruscotto.

L'altezza totale da terra della sommità della fusoliera, compresa la ruota è di soli mm. 1070 contro i 1190 del « Pellicano », lasciando inalterata, rispetto a quest'ultimo, la distanza fra il fondo del seggiolino ed il soffitto della capottina.

La visibilità è molto migliorata nei confronti dei tipi precedenti del C.V.V. per l'abbassamento della prua e del cruscotto.

Dietro il posto di pilotaggio si trovano il barografo un piccolo bagaglio e gli attrezzi necessari al montaggio e smontaggio dell'appar-



Fig. 36. – Il C.V.V. 5 « Papero » derivato dal « Pellicano ». (Foto E. Vaghi).



Fig. 37. – Il « Papero » viene condotto in linea di volo. Si nota chiaramente la sistemazione della monoruota fissa dietro il pattino carenato. (Foto M. Galimberti).

recchio. Per gli organi d'atterraggio, rispetto al « Pellicano », sul « Papero » è stata sistemata una ruota da 300×100 .

Sugli impennaggi di coda non vi è compensazione aerodinamica, mentre sul « profondità » è montato un piccolo « flettner » regolabile in volo.

La compattezza della macchina e il suo alto coefficiente di robustezza permette al « Papero » di eseguire la quasi totalità delle figure acrobatiche.

Dimensioni principali.

Apertura alare	m	15,—
Lunghezza totale	m	6,50
Larghezza fusoliera	m	0,60
Altezza fusoliera	m	1,—
Sezione maestra	m ²	0,43

Superfici.

Ala con alettoni	m ²	14,70
Alettoni	m ²	2,60
Diruttori	m ²	0,56
Stabilizzatore	m ²	0,90
Equilibratore	m ²	1,25
Totale piano orizzontale	m ²	2,15
Deriva	m ²	0,25
Timone di direzione	m ²	0,74
Totale piano verticale	m ²	0,99

Pesi.

Peso a vuoto	kg	180,—
Carico utile	kg	90,—
Peso totale	kg	270,—
Carico alare	kg/m ²	18,40

Particolarità ala.

Corda all'incastro	m	1,40
Corda media	m	0,98
Corda all'estremità	m	0,56
Diedro trasversale centrale		7,5°
Allungamento		15,3
Rapporto di rastremazione		2,5
Coefficiente di robustezza		9

Profili.

Ala:		
all'incastro	N.A.C.A.	2418
al gomito	N.A.C.A.	2415
all'estremità	N.A.C.A.	0012
Plani coda	N.A.C.A.	M. 3
Angolo di calettamento ala-fusoliera		4°
Svergolamento geometrico ala		5°

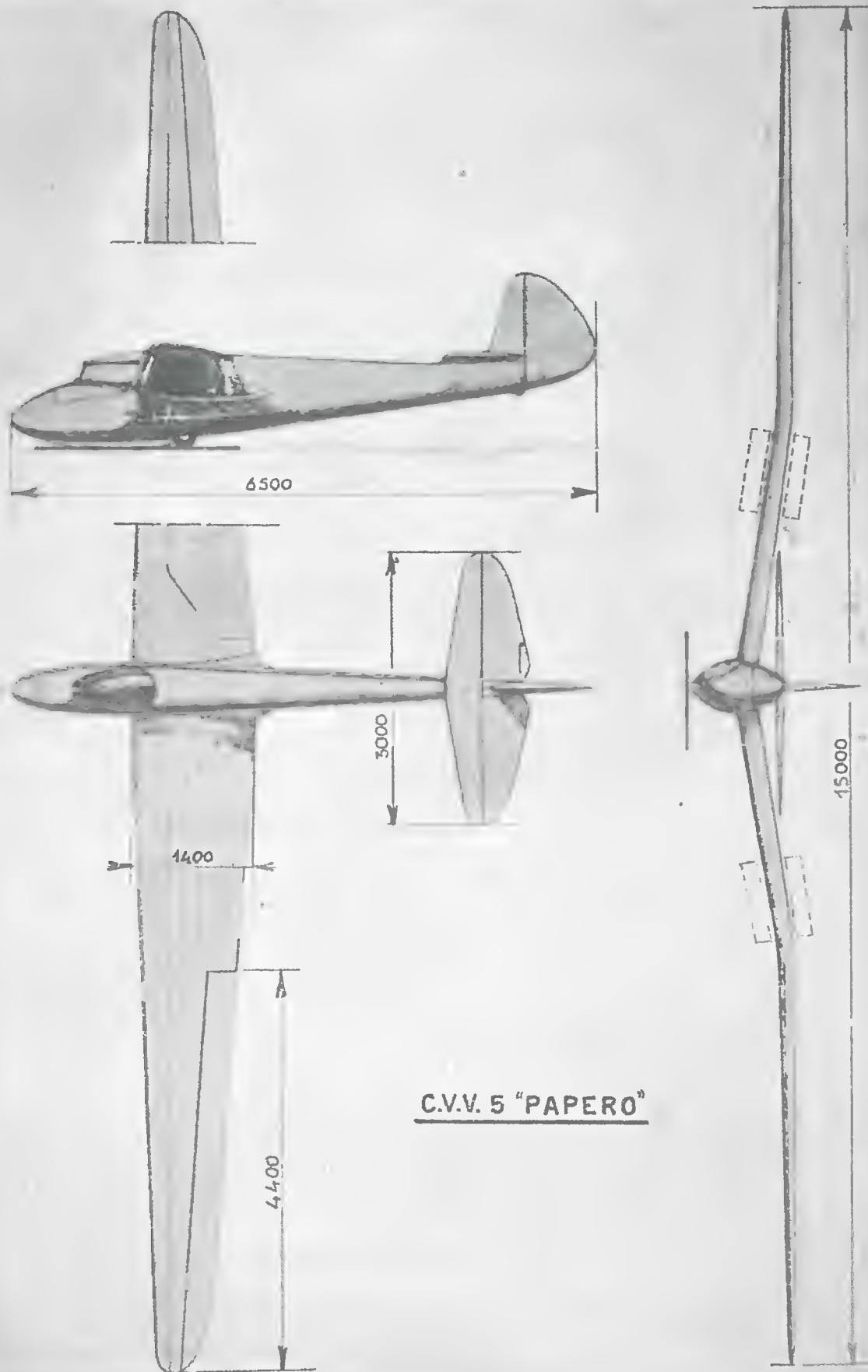


Fig. 38.

Caratteristiche di volo.

Rapporto planata massimo		25
Velocità orizzontale corrispondente	km/h	68
Minima velocità di discesa	m/sec	0,65
Velocità orizzontale corrispondente	km/h	60
Velocità limite consentita	km/h	200

C.V.V. 1 « Pinguino » (Italia)

Il « Pinguino » è stato il primo veleggiatore progettato e costruito dal « Centro Studi ed Esperienze per il Volo a Vela » (C.V.V.) del Politecnico di Milano, e le prime prove di volo furono effettuate nell'autunno del 1937.

Di architettura classica, molto diffusa allora, ad ala media ad M a sbalzo completo, ricorda molto da vicino nelle sue linee il famoso « Rhonsperber ».

L'ala monolongherone è a pianta rettangolare fino al gomito, trapezoidale per il tratto esterno. Il profilo costante per il tratto centrale varia in un biconvesso asimmetrico all'estremità. Anche all'attacco dell'ala con la fusoliera il profilo varia, con andamento parabolico, in un biconvesso simmetrico in modo che il raccordo ala-fusoliera realizza molto bene la distribuzione della portanza in vicinanza della fusoliera stessa.

L'alettone di forte apertura è sdoppiato e comandato con rapporto differenziale 1 : 2,5.

Sull'ala sono montati dei diruttori dorsali a fessura C.V.V. di piccole dimensioni. Il loro compito è quello di aumentare le velocità di discesa da 0,70 m/sec a circa 2 m/sec e di peggiorare l'efficienza portandola ad un valore di circa 10.

Il comando dei diruttori è a cavi d'acciaio ed il rientro è ottenuto da molle a torsione.

La fusoliera a sezione ovoidale è rivestita completamente in compensato. Comodo il posto di pilotaggio e buona la visibilità anche verso l'indietro. I piani di coda sono a sbalzo senza alcuna compensazione.

Dimensioni principali.

Apertura alare	m	15,30
Lunghezza totale	m	6,50
Larghezza fusoliera	m	0,60
Altezza fusoliera	m	1,15
Sezione maestra	m ²	0,55

Superfici.

Ala con alettoni	m ²	15,20
Alettoni	m ²	3,35
Diruttori	m ²	0,12

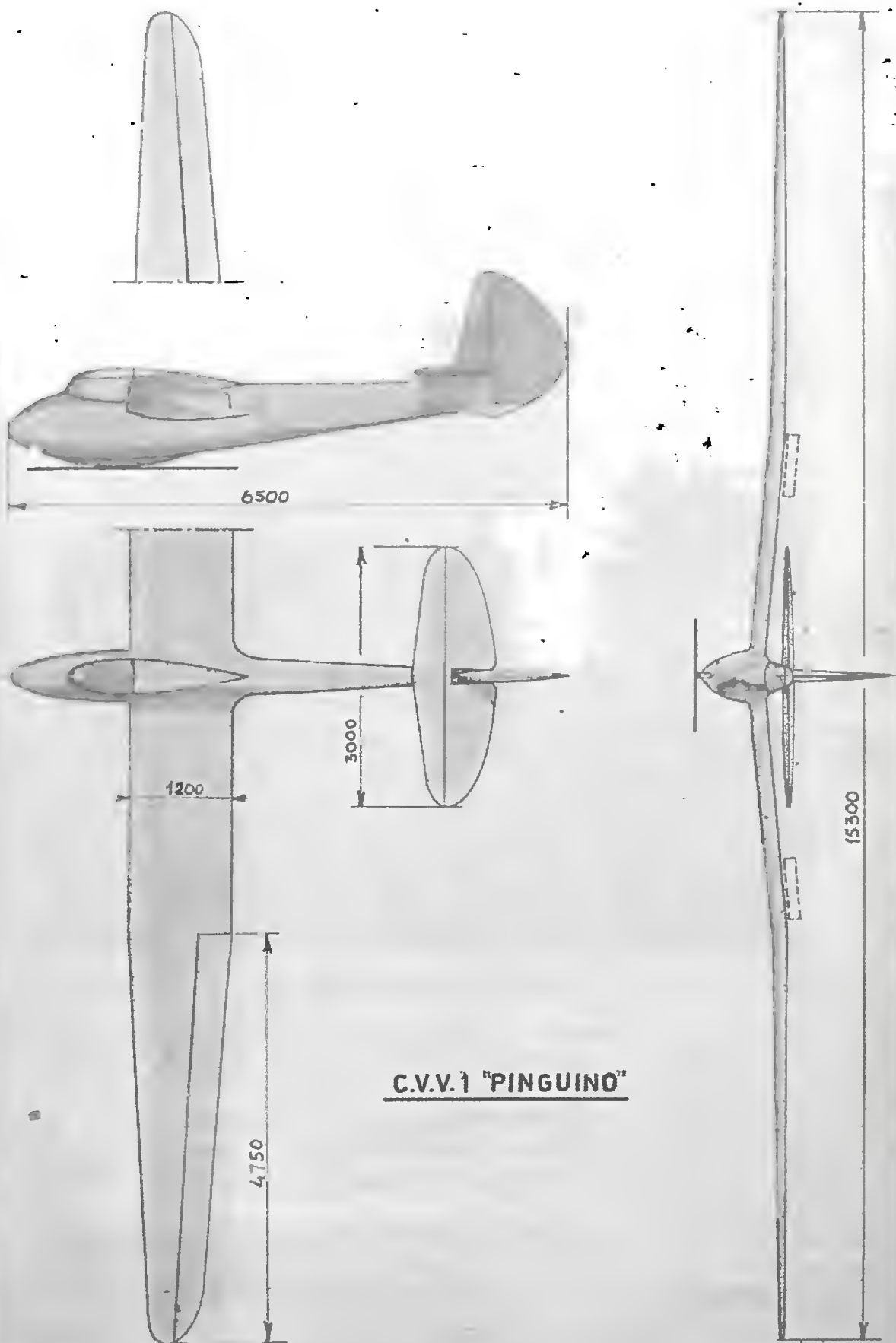


Fig. 39.

Stabilizzatore	m ²	0,86
Equilibratore	m ²	1,35
Totale piano orizzontale	m ²	2,21
Deriva	m ²	0,34
Timone di direzione	m ²	0,95
Totale piano verticale	m ²	1,29

Pesi

Peso a vuoto	kg	190,—
Carico utile	kg	80,—
Peso totale	kg	270,—
Carico alare	kg/m ²	17,70

Particolarità ala.

Corda all'incastro	m	1,20
Corda media	m	1,—
Corda all'estremità	m	0,60
Diedro trasversale centrale		5°
Allungamento		15
Rapporto di rastremazione		2
Coefficiente di robustezza		8*

Profili.

Ala:		
all'incastro	N.A.C.A.	0015
al gomito	Göttinga	535
all'estremità	N.A.C.A.	23012
Piani coda:	N.A.C.A.	M 3
Angolo di calettamento ala-fusoliera		3°
Svergolamento geometrico ala		3°

Caratteristiche di volo.

Rapporto planata massimo		25
Minima velocità di discesa	m/sec	0,70
Velocità orizzontale corrispondente	km/h	56

C.V.V. 3 « Arcore » (Italia)

Il veleggiatore « Arcore » progettato e costruito dal C.V.V. nel 1938 è una diretta derivazione del Pinguino, e di questo ne conserva l'architettura e le dimensioni.

L'ala dell'« Arcore » si può dire che sia la stessa di quella del « Pinguino », e costruttivamente, salvo il sistema d'attacco, ed aerodinamicamente per l'impiego dei medesimi profili salvo un leggero aumento dello svergolamento.

L'attacco delle semiali è qui ottenuto con l'unione diretta di esse con piastre metalliche fissate ai longheroni, abolendo così il classico pianetto centrale, che si aveva nel « Pinguino », con miglioramento nel

peso e maggior semplicità costruttiva. La fusoliera viene appesa all'ala con due spinotti laterali.

La fusoliera è invece completamente diversa da quella del precedente apparecchio sia per il disegno che per la costruzione.

È stato migliorato l'abitacolo del pilota e la capottina più semplice consente ugualmente un'ottima visibilità. Più razionale è poi la disposizione della ruota e del piano orizzontale.



Fig. 40. - Il C.V.V. 3 « Arcore », velivolo che ha forse il maggior numero di vittorie in gare nazionali. (Foto E. Vaghi).

La struttura è a semiguscio in compensato con superficie per lo più a generatrici rettilinee. In corrispondenza dell'abitacolo del pilota, per mantenere la rigidità compromessa dalla larga interruzione del guscio per l'apertura dell'abitacolo stesso, la fusoliera è rivestita anche all'interno ottenendosi così una struttura chiusa a doppia parete molto rigida.

Tutti i comandi sono montati su cuscinetti a sfere. Le trasmissioni sono a cavi d'acciaio con anima tessile.

L'apparecchio è munito di pattino normale e di una ruota da

300 × 100 posta dietro il baricentro, utilissima per il decollo e per regolare la rullata in atterraggio.

Alle gare di Asiago nel 1939 l'« Arcore » è stato premiato quale miglior apparecchio in gara. È forse oggi il velivolo italiano che ha al suo attivo il maggior numero di vittorie e di ore volate.

Dimensioni principali.

Apertura alare	m	15,30
Lunghezza totale	m	6,50
Larghezza fusoliera	m	0,60
Altezza fusoliera	m	1,12
Sezione maestra	m ²	0,50

Superfici.

Ala con alettoni	m ²	14,70
Alettoni	m ²	3,68
Diruttori	m ²	0,17
Stabilizzatore	m ²	0,86
Equilibratore	m ²	1,30
Totale piano orizzontale	m ²	2,16
Deriva	m ²	0,16
Timone di direzione	m ²	0,85
Totale piano verticale	m ²	1,01

Pesi.

Peso a vuoto	kg	180,—
Carico utile	kg	80,—
Peso totale	kg	260,—
Carico alare	kg/m ²	17,60

Particolarità ala.

Corda all'incastro	m	1,20
Corda media	m	0,86
Corda all'estremità	m	0,60
Diedro trasversale centrale		6°
Allungamento		15,9
Rapporto di rastremazione		2
Coefficiente di robustezza		8

Profili.

Ala:

all'incastro	Gottinga	535
al gomito	Gottinga	535
all'estremità	N.A.C.A.	23012
Piani coda:	N.A.C.A.	M 3
Angolo di calettamento ala-fusoliera		3°
Svergolamento geometrico ala		5°

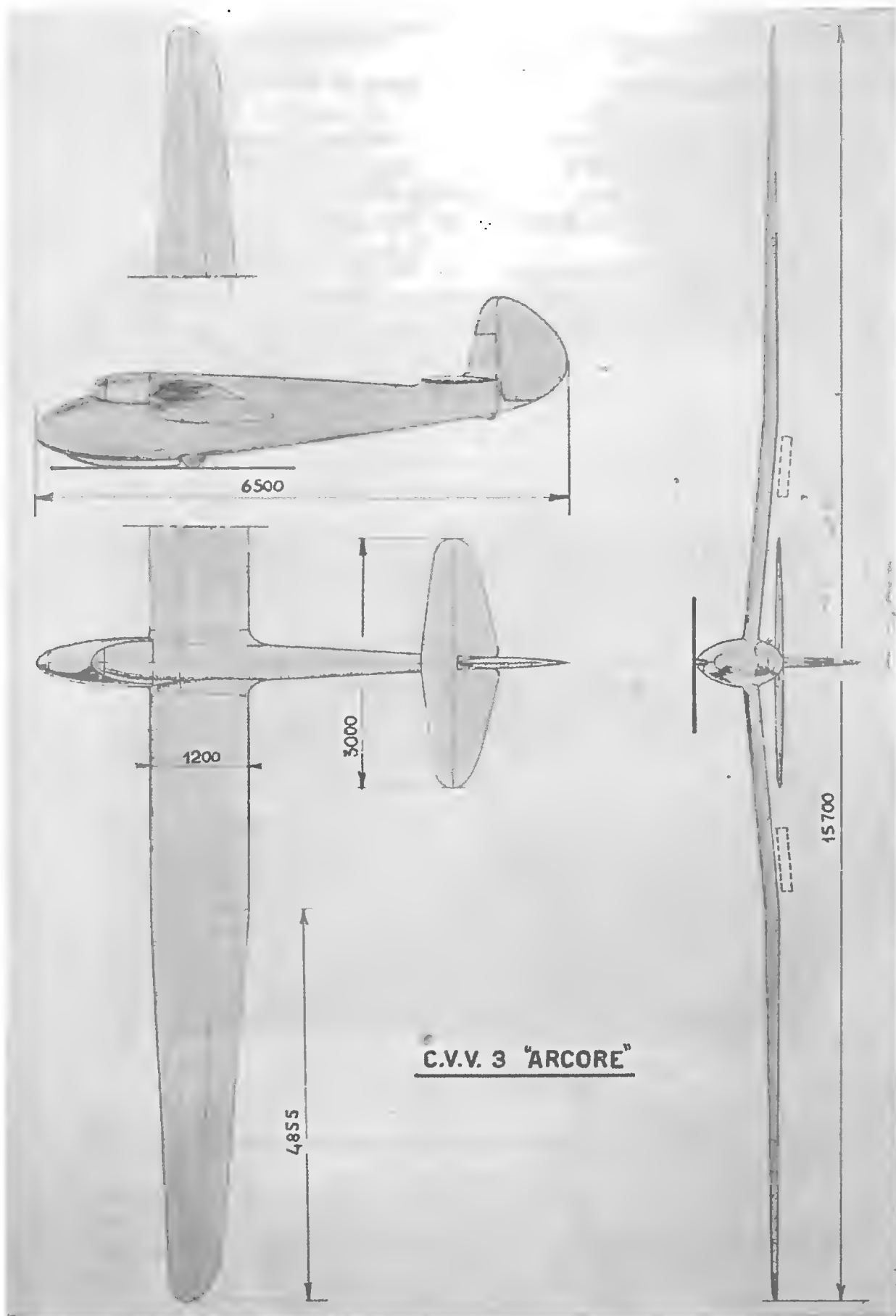


Fig. 41.

Caratteristiche di volo.

Rapporto planata massimo	24
Minima velocità di discesa.	m/sec 0,70
Velocità limite consentita	km/h 250

C) VELEGGIATORI ACROBATICI

È questa una categoria di alianti che ha avuto poca diffusione. Riportiamo tuttavia a scopo informativo i dati di due fra i più noti velivoli acrobatici in campo internazionale.

« Habicht » (Germania)

Il D.F.S. « Habicht » è stato il primo veleggiatore studiato e costruito appositamente per il volo acrobatico. (Progetto: Jacobs, anno di costruzione 1936). Per questo scopo ne è risultato un velivolo di media apertura



Fig. 42. — Il tedesco « Habicht » aliante espressamente studiato per l'acrobazia.
(Foto M. Galimberti).

e basso allungamento di architettura abbastanza normale: ala media ad M, completamente a sbalzo.

Il piano orizzontale è stato notevolmente sopraelevato sulla fusoliera per toglierlo dall'influsso dell'ala, specialmente alle piccole incidenze relative alle alte velocità, ed è stato controventato con un mon-

tantino per eliminare il pericolo di eventuali oscillazioni trasversali data la piccola larghezza di appoggio sulla fusoliera.

Particolarmente studiati sono stati i profili dell'ala in modo da avere un piccolo momento per non sollecitare troppo a torsione la cellula alle alte velocità. Il profilo all'incastro è derivato dal « Gottinga 420 »

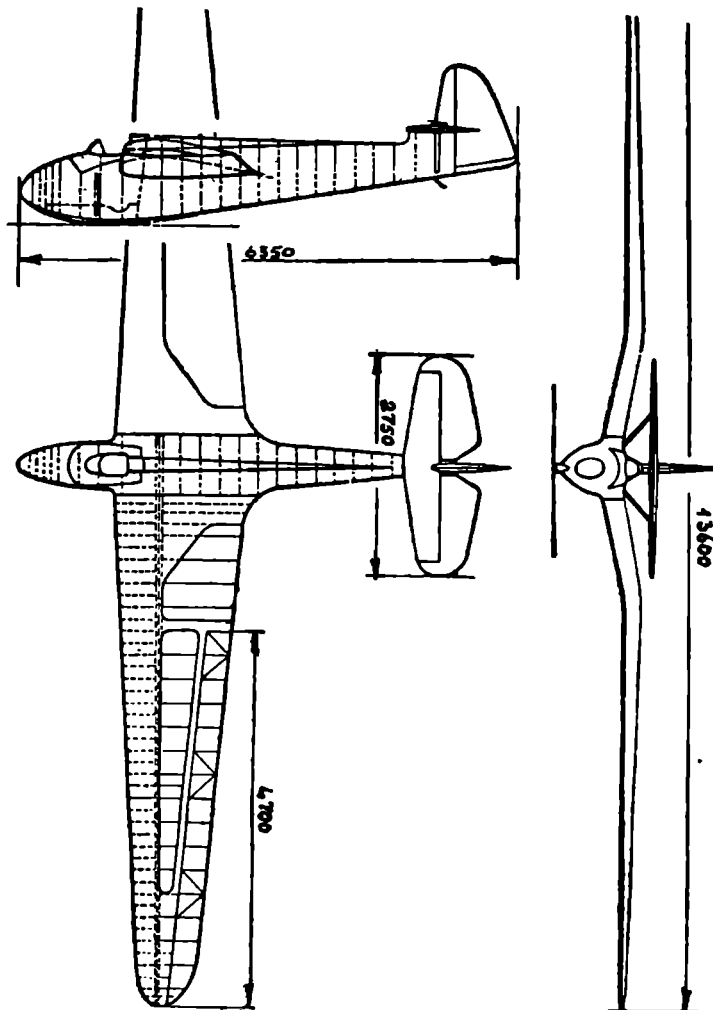


Fig. 43. - « Habicht ».

e dal « Gottinga 693 », con particolari modifiche, mentre all'estremità è stato adottato il « Naca M 6 ».

Per ottenere una buona dolcezza di comando degli alettoni, ed eliminare il pericolo di vibrazione degli stessi, che si possono verificare alle elevate velocità, essi sono stati compensati staticamente e dinamicamente.

Costruttivamente non presenta particolari notevoli, se non per la sua elevata robustezza. Struttura alare normale monolongherone con diagonale posteriore. Fusoliera a sezione ovoidale con rivestimento in compensato ad abitacolo aperto con semplice parabrezza.

La sua velocità massima raggiunta è stata di ben 420 km/h senza aver dato luogo a vibrazioni pericolose od altri inconvenienti.

Dimensioni principali.

Apertura alare	m	13,60
Lunghezza totale	m	6,35
Larghezza fusoliera	m	0,55
Altezza fusoliera	m	1,05
Sezione maestra	m ²	0,44

Superfici.

Ala con alettoni	m ²	15,82
Alettoni	m ²	3,63
Stabilizzatore	m ²	0,90
Equilibratore	m ²	1,10
Totale piano orizzontale	m ²	2, —
Deriva	m ²	0,50
Timone di direzione	m ²	0,90
Totale piano verticale	m ²	1,40

Pesi.

Peso a vuoto	kg	200
Carico utile	kg	90
Peso totale	kg	290
Carico alare	kg/m ²	18,35

Particolarità ala.

Corda all'incastro	m	1,70
Corda media	m	1,16
Corda all'estremità	m	0,65
Diedro trasversale		4,5°
Allungamento		10,70
Rapporto di rastremazione		2,71
Coefficiente di robustezza		12

Profili.

Ala:		
all'incastro	}	D.F.S.
al gomito		
all'estremità		
Piani coda:		N.A.C.A. M. 6
Angolo di calettamento ala-fusoliera		simmetrico
Svergolamento geometrico ala		2°
		4,2°

Caratteristiche di volo.

Rapporto planata massimo		21
Minima velocità di discesa	m/sec	0,80
Velocità limite consentita	km/h	420

« Sparviero » (Italia)

Il veleggiatore « Sparviero » è stato progettato da Teichfuss e costruito nell'officina della Scuola di Pavullo nel Frignano nel '37.

Con questo apparecchio il progettista ha voluto realizzare una macchina capace di eseguire qualunque acrobazia aerea pur possedendo delle buone caratteristiche per il veleggiamento. Ne è risultato un velivolo della classe dell'« Habicht », migliore però per eseguire del volo di durata.

Architettura classica ad ala media ad M a sbalzo di buon allungamento. Struttura alare monolongherone, fusoliera a semiguscio in compensato molto curata aerodinamicamente.



Fig. 44. - L'acrobatico « Sparviero » ottimo anche per veleggiamento (Foto E. Vaghi).

Gli impennaggi sono entrambi compensati aerodinamicamente e staticamente. Quello orizzontale è abbastanza sopraelevato sulla fusoliera in modo da toglierlo il più possibile dall'influsso dell'ala specialmente alle alte velocità, ed è controventato con due montantini.

Notevole è risultata la sua robustezza e rigidità avendo in diverse occasioni raggiunto velocità dell'ordine di 350 km/h senza che si verificassero fenomeni pericolosi.

Caratteristiche.

Apertura alare	m	16,14
Superficie	m ²	17,50
Allungamento		11,8

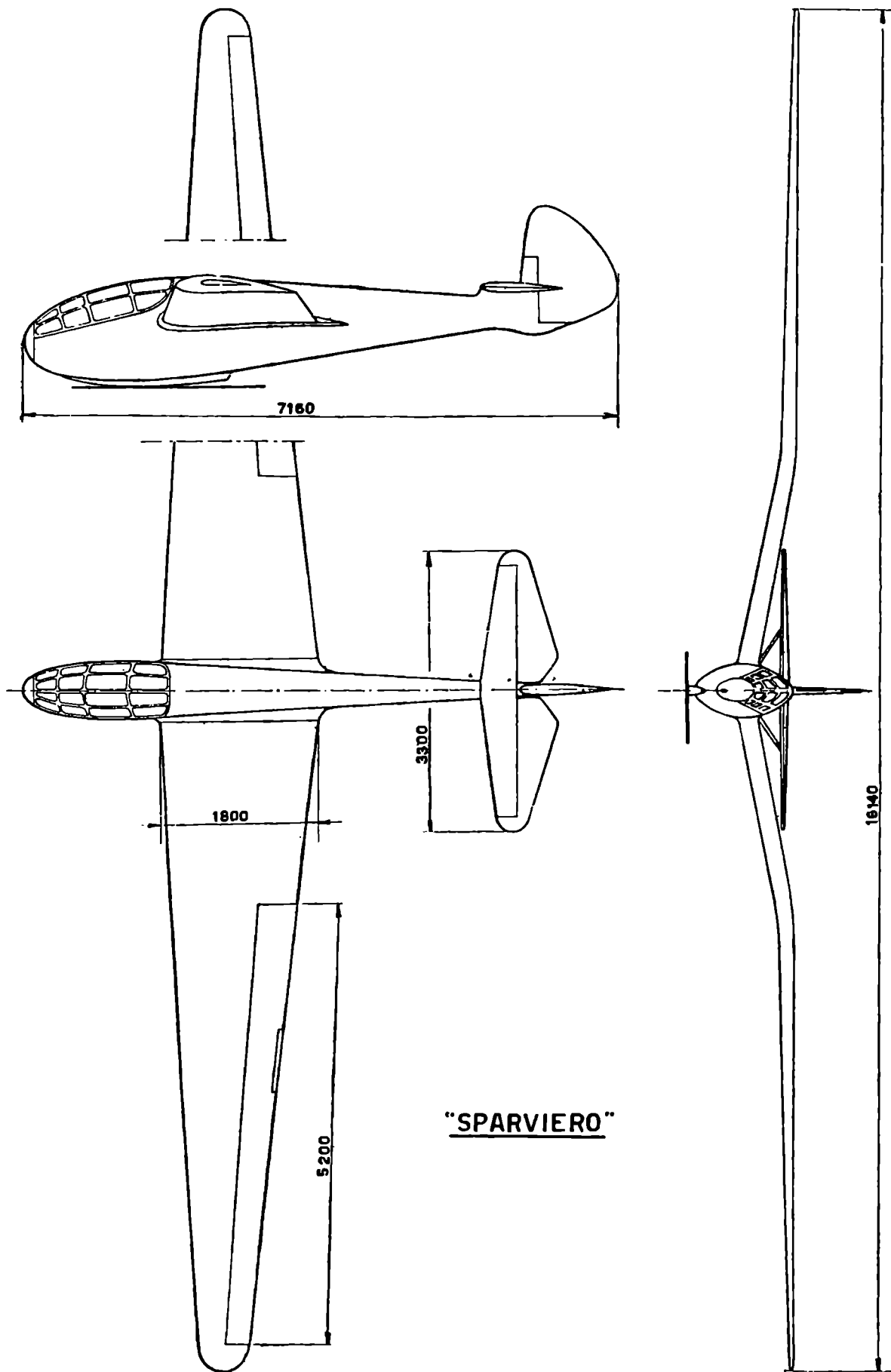


Fig. 45.

Superficie alettoni	m ²	2,13
Superficie piano orizzontale	m ²	2,28
Superficie piano verticale	m ²	1,25
Profili alari.	Gottinga 535 - N.A.C.A. M. 12	
Lunghezza fusoliera	m	7,16
Peso a vuoto.	kg	310
Carico utile	kg	90
Peso totale.	kg	400
Carico alare	kg/m ²	23,5
Rapporto planata		23,5
Coefficiente di robustezza	$2n$	= 12
Minima velocità di discesa.	m/sec	0,80
Velocità di rimorchio	km/h	150

D) VELEGGIATORI DI ALTE CARATTERISTICHE

Le caratteristiche di volo di un aliante, come si vedrà in seguito, dipendono generalmente dall'apertura alare, e vengono considerati oggi velivoli di alte caratteristiche quelli di apertura superiore a 15-16 metri. In base a questo concetto sono perciò qui elencati.

Vi sarà certo qualche eccezione, particolarmente in quelli di ormai vecchia costruzione come il lettore potrà constatare.

Goppingen 3 « Minimoa » (Germania)

Il « Minimoa » è un velivolo ad ala centrale ad M a sbalzo. Il tratto centrale è rettangolare, mentre la parte esterna al gomito rastremata ha freccia verso l'indietro.

Particolare caratteristica di questo apparecchio è l'alettone sporgente con forte corda verso il gomito dell'ala. Questa forma classica di ala del progettista Wolf Hirth è dovuta semplicemente al fatto che la variazione di profilo non avviene gradualmente, ma varia bruscamente al gomito. Siccome però il profilo dopo il gomito ha uno spessore percentuale minore di quello del tratto centrale, per non avere una brusca variazione di spessore dell'ala, si è dovuto aumentare la corda in modo che lo spessore fra i due profili diversi contigui al gomito varii con la stessa legge del tratto esterno rastremato in modo da non avere discontinuità.

Il Minimoa è munito di diruttori dorsali. Per l'atterraggio ed il decollo è installata una ruota da 380 × 120 munita di freno.

Costruzione classica in legno con ala monolongherone, fusoliera a semiguscio in compensato e piani a sbalzo.

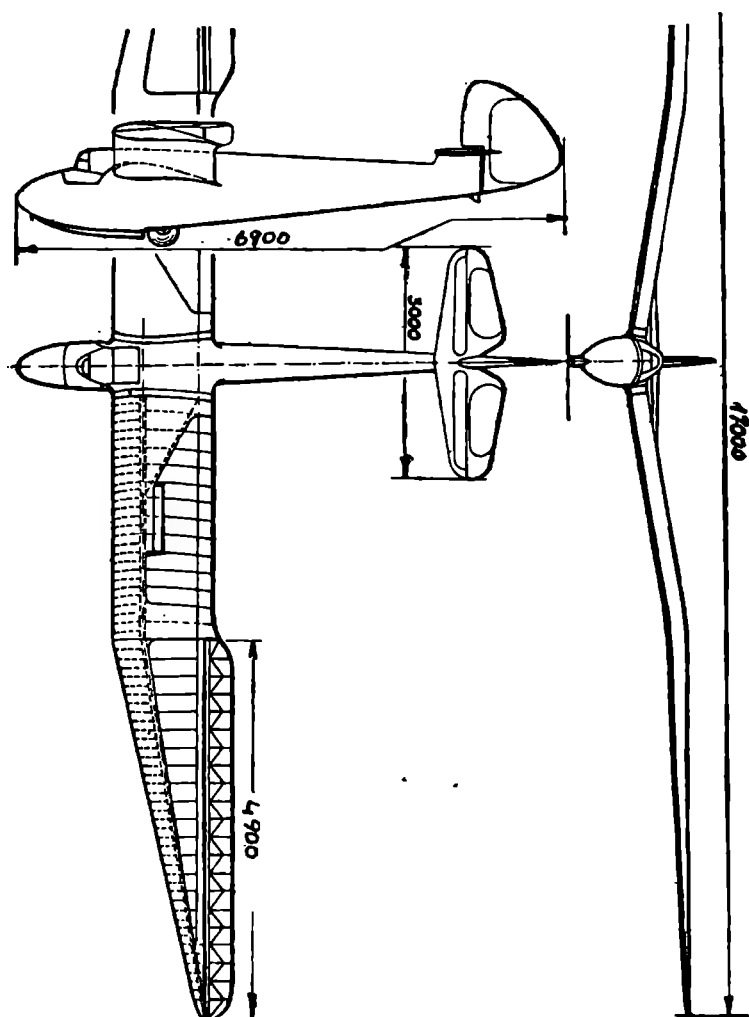


Fig. 46. — « Minimoa ».

Dimensioni principali

Apertura alare	m	17,—
Lunghezza totale	m	6,90
Larghezza fusoliera	m	0,65
Altezza fusoliera	m	1,20
Sezione maestra	m ²	0,60

Superfici.

Ala con alettoni	m ²	19,—
Alettoni	m ²	3,30
Diruttori	m ²	0,43
Stabilizzatore	m ²	1,03
Equilibratore	m ²	0,95
Totale piano orizzontale	m ²	1,98
Piano verticale (tutto mobile)	m ²	1,20

Pesi.

Peso a vuoto.	kg 228
Carico utile.	kg 125
Peso totale.	kg 353
Carico alare	kg/m ² 18,4

Particolarità ala.

Corda all'incastro	m 1,30
Corda media	m 1,15
Corda all'estremità	m 0,45
Diedro trasversale centrale	10°
Allungamento	15,2
Rapporto di rastremazione	2,89
Coefficiente di robustezza	10

Profili.

Ala:

all'incastro	Gottinga 681
al gomito	Gottinga 693
all'estremità	simmetrico
Piani coda:	simmetrico
Angolo di calettamento ala-fusoliera	3,5°
Svergolamento ala (aerodinamico)	10°



Fig. 47. — Il noto Goppingen 3 « Minimoa » sul campo di Vienna durante le gare dei Giochi mondiali universitari del 1939. In secondo piano l'italiano « Turbine ». (Foto M. Galimberti).

Caratteristiche di volo.

Rapporto planata massimo		26
Velocità orizzontale corrispondente	km/h	75
Minima velocità di discesa.	m/sec	0,65
Velocità orizzontale corrispondente	km/h	60
Velocità limite consentita	km/h	220

« King Kite » (Inghilterra)

È questo un veleggiatore inglese della Slingsby di Kirbymoorside costruito nel 1937, monoposto di alte caratteristiche, particolarmente studiato per voli di distanza.

Per ottenere una forte velocità orizzontale sono stati adottati per l'ala profili a curvatura debole quali il « N.A.C.A. 23018 » all'incastro ed il « N.A.C.A. 4412 » all'estremità.

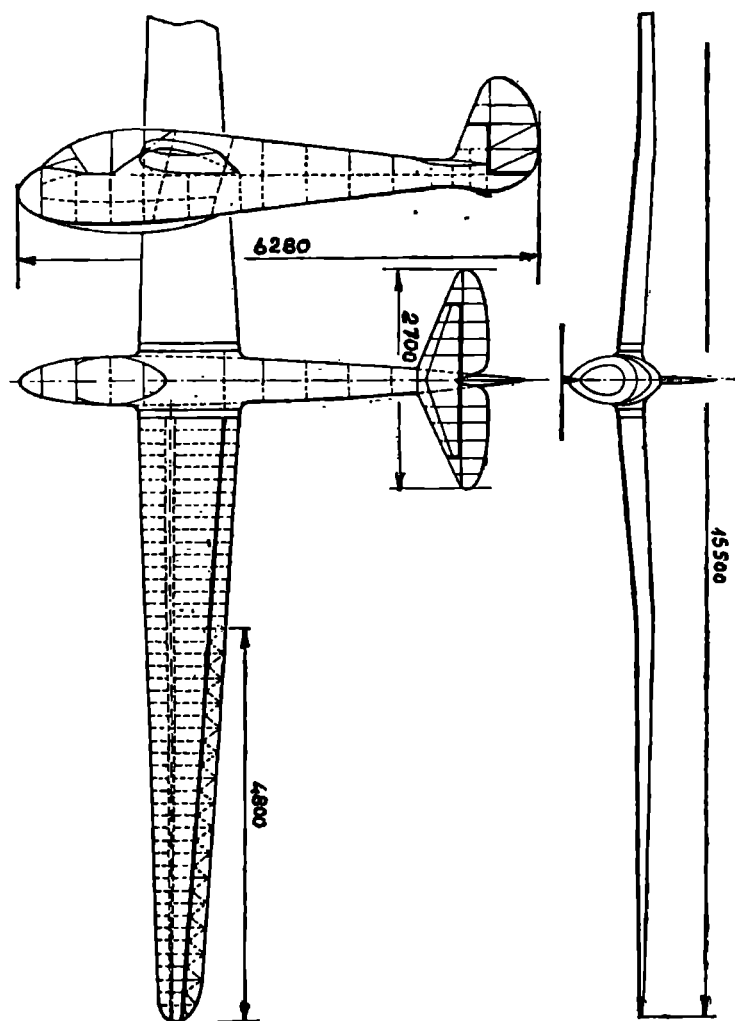


Fig. 48. - « King Kite ».

Le ragioni dell'impiego del « N.A.C.A. 23018 » per la sezione d'incastro va ricercata nelle buone caratteristiche del profilo accompagnate da un bassissimo coefficiente di momento e da dolce caduta di portanza.

Il « Kite » è ad ala media ad M appiattito a sbalzo, di elevato allungamento; pianta trapezoidale con medio rapporto di rastremazione.

Tutto il bordo d'uscita fino alla sezione d'attacco è occupato dagli alettoni all'esterno, e dagli ipersostentatori nella parte centrale.

Questi ultimi si sono resi necessari per facilitare il decollo e l'atterraggio dato l'elevato carico alare.

La struttura è del tipo monolongherone, però il rivestimento in compensato lavorante a torsione, è prolungato fino al longheroncino.

Gli alettoni, data la notevole apertura e l'allungamento, sono irrigiditi torsionalmente con diagonalature, e comandati da due leve; il rivestimento è in tela.

L'ipersostentatore di struttura analoga all'alettone è invece rivestito in compensato.

La fusoliera del « King Kite » ha una linea armonica e ben avviata ed è a struttura a guscio in legno.

Un'ampia capottina assicura la visibilità in tutti i settori. Il cruscotto è munito di tutti gli strumenti indispensabili al volo senza visibilità.

Le qualità di volo sono risultate ottime anche dal punto di vista stabilità e maneggevolezza.

Ancora oggi a molti anni di distanza dall'epoca del suo progetto, questo velivolo può competere onorevolmente, sia per le sue doti tecniche che aerodinamiche, con i più moderni veleggiatori.

Caratteristiche.

Apertura alare	m	15,50
Superficie	m ²	13,—
Allungamento		18,50
Corda all'incastro	m	1,20
Corda all'estremità	m	0,48
Rapporto di rastremazione		2,5
Svergolamento geometrico		3,5°
Lunghezza fusoliera	m	6,28
Larghezza fusoliera	m	0,58
Altezza fusoliera (pattino compreso)	m	1,20
Peso a vuoto	kg	183,—
Carico utile	kg	85,—
Peso totale	kg	268
Carico alare	kg/m ²	20,60

« Spyr IV » (Svizzera)

È questo un veleggiatore di alte caratteristiche derivato dalle esperienze dei vari « Spyr » costruiti dal 1930 in poi da Hans Schwarz della G.B.M.Z. di Zurigo.

Monoposto ad ala alta a sbalzo ad M appiattito di notevole allungamento, ha una forma in pianta dell'ala particolare: il tratto centrale, infatti, trapezoidale ha una freccia verso l'avanti mentre dal gomito

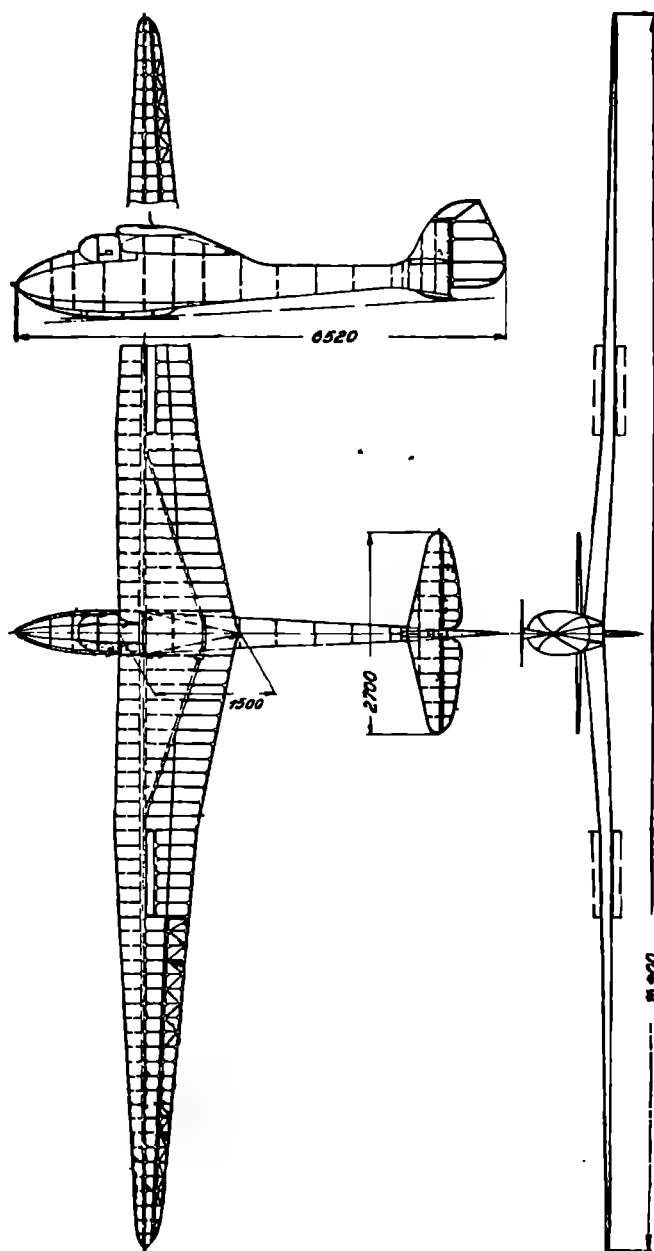


Fig. 49. - « Spyr IV ».

all'estremità è rastremata trapezoidale senza freccia. Il longerone si mantiene però rettilineo lungo tutto l'ala.

Una lunga diagonale posteriore trasmette molto bene la torsione agli attacchi con la fusoliera.

Le superfici fisse degli impennaggi, deriva e stabilizzatore, sono abbastanza grandi e conferiscono al velivolo una grande stabilità, necessaria per il volo temporalesco e senza visibilità: ciò è stato dettato dalle esperienze sul precedente « Spyr III » il quale mancando quasi del tutto di superficie fisse si era dimostrato troppo sensibile alle condizioni atmosferiche.



Fig. 50. — Lo svizzero « Spyr IV » con i diruttori aperti.

Ottima si è dimostrata la maneggevolezza trasversale pur possedendo una buona stabilità.

Seguendo la tendenza moderna, è stata data in questo velivolo grande importanza alla velocità orizzontale. Ciò si è raggiunto con l'affinamento aerodinamico e con un alto carico alare.

Costruttivamente lo « Spyr IV ». Nell'ala si nota la piccola distanza delle centine nella parte posteriore al longerone rivestita in tela, che ne migliora sensibilmente la realizzazione del profilo.

La fusoliera a sezione curva è rivestita in compensato; buona la visibilità in tutti i settori. Sull'ala sono montati degli ampi diruttori doppi che limitano a 200 km/h la velocità in candela.

Lo « Spyr IV » può essere considerato un « piccolo » velivolo di alte caratteristiche in quanto la sua apertura alare si trova al limite inferiore dei velivoli di uguale categoria.

Caratteristiche.

Apertura alare	m	16,04
Superficie	m ²	13,60
Allungamento		18,70
Lunghezza	m	6,52
Peso a vuoto.	kg	180,—

Carico utile	kg	80,—
Peso totale.	kg	260,—
Carico alare	kg/m ²	19,10
Rapporto planata massimo		30
Velocità minima discesa	m/sec	0,58
Velocità orizzontale corrispondente	km/h	62,—

F.F.G. « Rheinland » (Germania)

Questo veleggiatore, monoposto di alte caratteristiche, è stato progettato e costruito dal Flugtechnische Fachgruppe di Aachen (Aquisgrana) nel 1938.

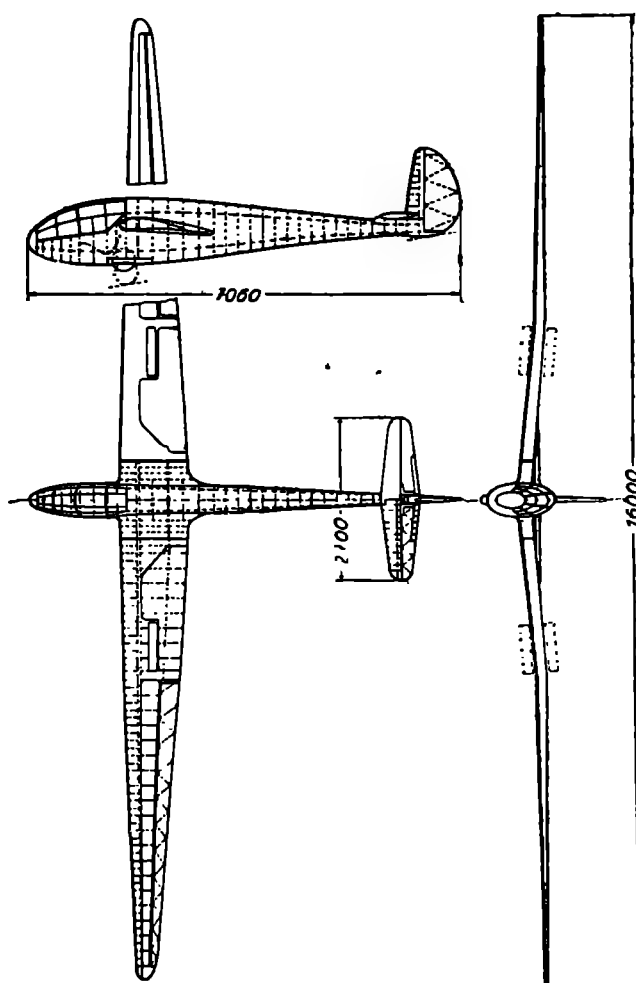


Fig. 51. — « Rheinland ».

Il « Rheinland » è di architettura classica con ala media con leggero M a sbalzo di notevole allungamento e rapporto di rastremazione. L'ala è in due pezzi che si uniscono ad un pianetto centrale solidale con la fusoliera e a questa ben raccordato.



Fig. 52. - Il Rheinland dalla caratteristica fusoliera. (Foto E. Vaghi).



Fig. 53. - Particolare della prora del Rheinland dove si nota la disposizione degli strumenti e la ruota retrattile. (Foto M. Galimberti).

Particolare caratteristica di questo velivolo è la sezione longitudinale che ha forma di un profilo alare, rettilineo inferiormente. La capottina, ampia in trasparente, continua anteriormente la forma della fusoliera, con il solito miglioramento aerodinamico ma non troppo adatta per una buona visibilità.

L'abitacolo del pilota è comodo e confortevole. La barra di comando è qui sostituita con un volantino, soluzione che dovrebbe essere adottata su i veleggiatori destinati a voli di lunga durata, perchè più riposante, (per quanto non vi sia un perfetto accordo fra i piloti su ciò).

I comandi sono in parte a cavi ed in parte rigidi a tubi, e montati su cuscinetti a sfere.

Altra particolarità del « Rheinland » è il carrello d'atterraggio costituito da una ruota completamente retrattile a comando e posta anteriormente al baricentro e manca completamente del pattino anteriore.

La struttura alare è normale in legno, monolongherone con rivestimento in compensato del bordo d'attacco. L'ala è munita di diruttori dorsali semplici di non grandi dimensioni.

Questo apparecchio in molti anni di attività ha dimostrato di possedere ottime caratteristiche ed ha avuto al suo attivo brillanti risultati in campo internazionale.

Dimensioni principali.

Apertura alare	m	16,—
Lunghezza totale	m	7,04
Larghezza fusoliera	m	0,55
Altezza fusoliera	m	0,97
Sezione maestra	m ²	0,40

Superfici.

Ala con alettoni	m ²	11,70
Alettoni	m ²	1,94
Diruttori	m ²	0,30
Stabilizzatore	m ²	0,60
Equilibratore	m ²	0,60
Totale piano orizzontale	m ²	1,20
Deriva	m ²	0,18
Timone di direzione	m ²	0,62
Totale piano verticale	m ²	0,80

Pesi.

Peso a vuoto	kg	142
Carico utile	kg	98
Peso totale	kg	240
Carico alare	kg/m ²	20,5

Particolarità ala.

Corda all'incastro	m	1,10
Corda media	m	0,73
Corda all'estremità	m	0,30
Allungamento alare		21,9
Rapporto di rastremazione		3,67
Coefficiente di robustezza		11

Profili.

Ala:

all'incastro	Göttinga	433
al gomito	Göttinga	535
all'estremità	N.A.C.A. M.	3
Piani coda	simmetrico	

Caratteristiche di volo.

Rapporto planata massimo		28
Velocità orizzontale corrispondente	km/h	85
Minima velocità di discesa	m/sec	0,60
Velocità orizzontale corrispondente	km/h	60

« Cat 28 » (Italia)

La ditta *Cat* (Costruzioni Aeronautiche Taliedo) costruì nel 1936 questo aliante veleggiatore di elevate caratteristiche, velivolo fra i più noti in Italia.

L'architettura del « Cat 28 » è molto simile a quella del notissimo « Condor »: ala alta ad M controventata con un montante profilato, impennaggi a sbalzo, di cui quello orizzontale è tutto mobile.

L'ala di buon allungamento è a pianta rettangolare fino al gomito, trapezoidale con alettone sporgente la zona esterna.

L'alettone è sdoppiato in due e comandato a rapporto differenziale con doppi cavi.

La struttura del « Cat 28 » è completamente in legno, ala monolonerone a cassetta con rivestimento lavorante a torsione. La fusoliera a sezione tondeggiante è ad ordinate con rivestimento totale in compensato. Il piano orizzontale, tutto mobile è in due parti che si innestano, esternamente alla fusoliera, su di un tubo d'acciaio che ruota intorno al proprio asse dando così il movimento a cabrare ed a picchiare.

Gli organi di atterraggio sono costituiti da un pattino anteriore e da uno posteriore ammortizzati. Non vi è la monoruota fissa. Per il decollo viene usato un carrellino a due ruote sganciabile in volo.

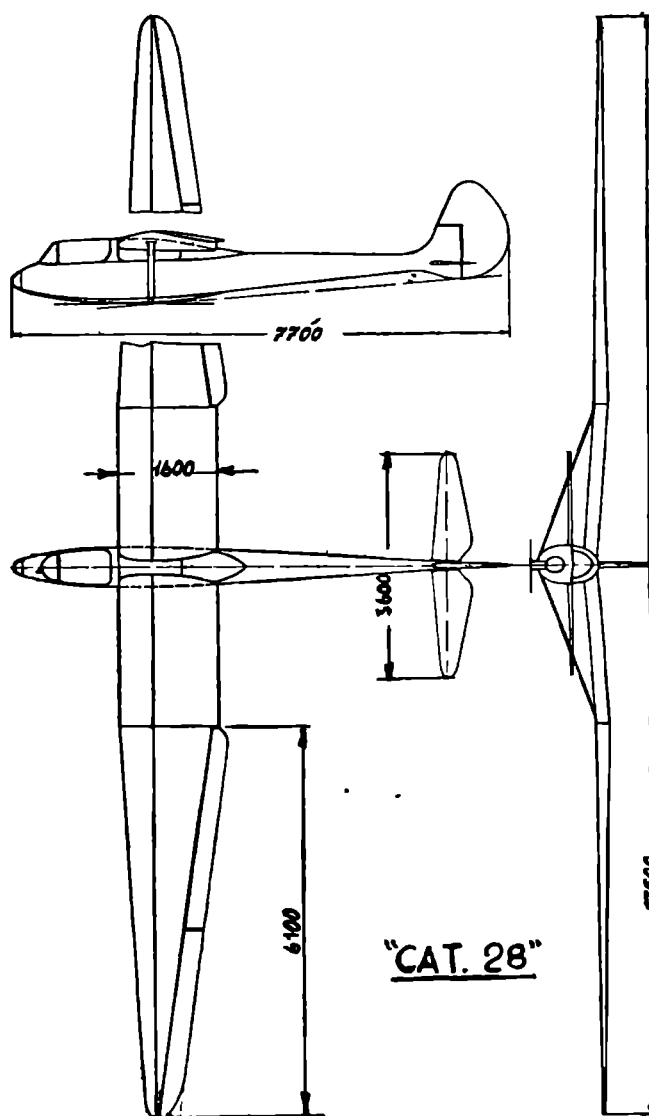


Fig. 54.

Caratteristiche.

Apertura alare	m	17,50
Lunghezza	m	7,70
Superficie	m ²	19,50
Allungamento		15,—
Peso a vuoto.	kg	210,—
Carico utile	kg	80
Peso totale.	kg	290
Carico alare	kg/m ²	15,—
Rapporto di planata		26
Minima velocità di discesa.	m/sec	0,60



Fig. 55. - Il monoposto « Cat. 28 » veleggiatore di alte caratteristiche.
(Foto E. Vaghi).

« S.G. 3 bis/36 » (Polonia)

Un altro ottimo veleggiatore polacco, progettato dall'ing. Grzeszyk nel 1936, è l'« S.G. 3 bis/36 ».

Monoposto ad ala alta a sbalzo di forte allungamento ed apertura. L'ala monolongherone ad M è a pianta trapezoidale con buon rapporto di rastremazione.

La fusoliera ovoidale a guscio è ben avviata e abbastanza lunga. Il piano orizzontale è tutto mobile; il timone di direzione è normale senza compensazione.

Gli alettoni di forte apertura e allungamento sono a comando differenziale. Il pattino di atterraggio, com'è d'uso nei velivoli polacchi, è ammortizzato con camere d'aria.

L'« S.G. 3 bis/36 » è privo di diruttori. Ottime sono risultate le caratteristiche di volo.

Caratteristiche.

Apertura alare	m	17,30
Superficie	m ²	16,75
Allungamento		18,70
Lunghezza fusoliera	m	7,05
Peso a vuoto.	kg	156

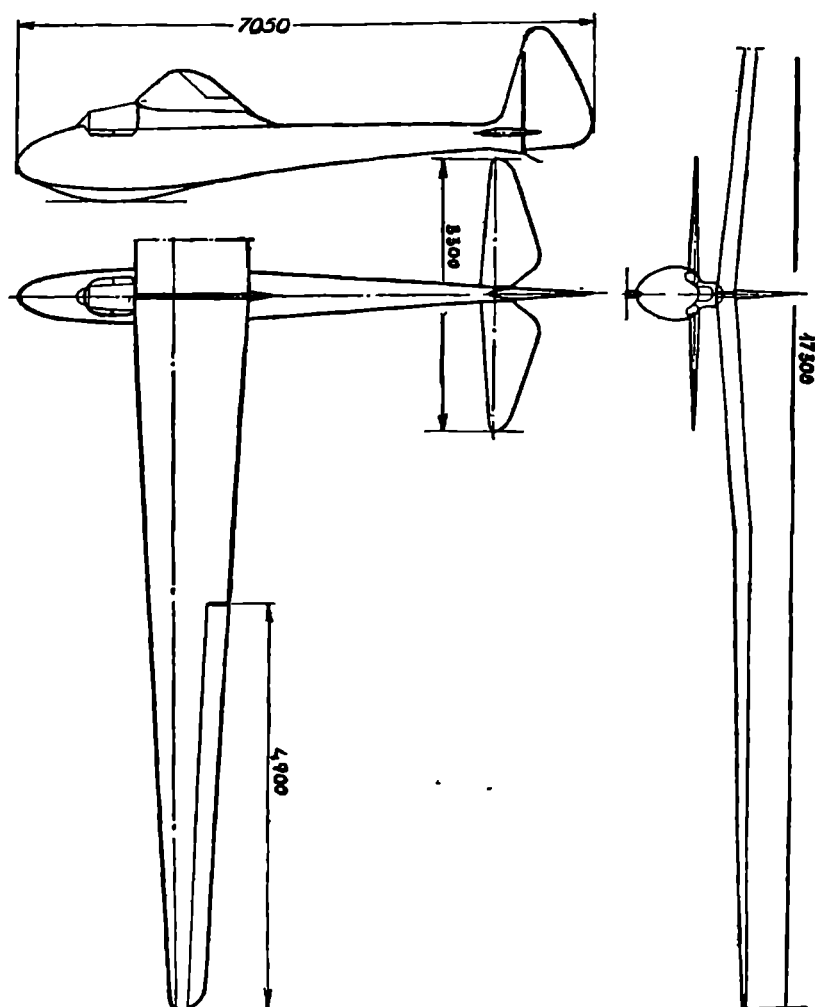


Fig. 56. - « S. G. 3 bis/36 ».

Carico utile	kg	80
Peso totale	kg	236
Carico alare	kg/m ²	14,2
Coefficiente di robustezza		9,5
Rapporto di planata massimo		25
Minima velocità di discesa	m/sec	0,65

D.F.S. « Reiher » (Germania)

Il « Reiher » è un veleggiatore monoposto di alte caratteristiche, progettato dall'ing. Jacobs in collaborazione con l'Istituto di Darmstadt e costruito nel 1937.

In questo apparecchio si è voluto ottenere le migliori caratteristiche aerodinamiche e la maggior rapidità e praticità di montaggio e smontaggio. Per raggiungere questi scopi si è curata in modo particolare la

«pulitezza» della macchina. Tutti i comandi sono interni: non sporgono nè le leve degli alettoni nè quelle degli impennaggi. Anche il pattino è pochissimo sporgente ed accuratamente raccordato con la fusoliera.

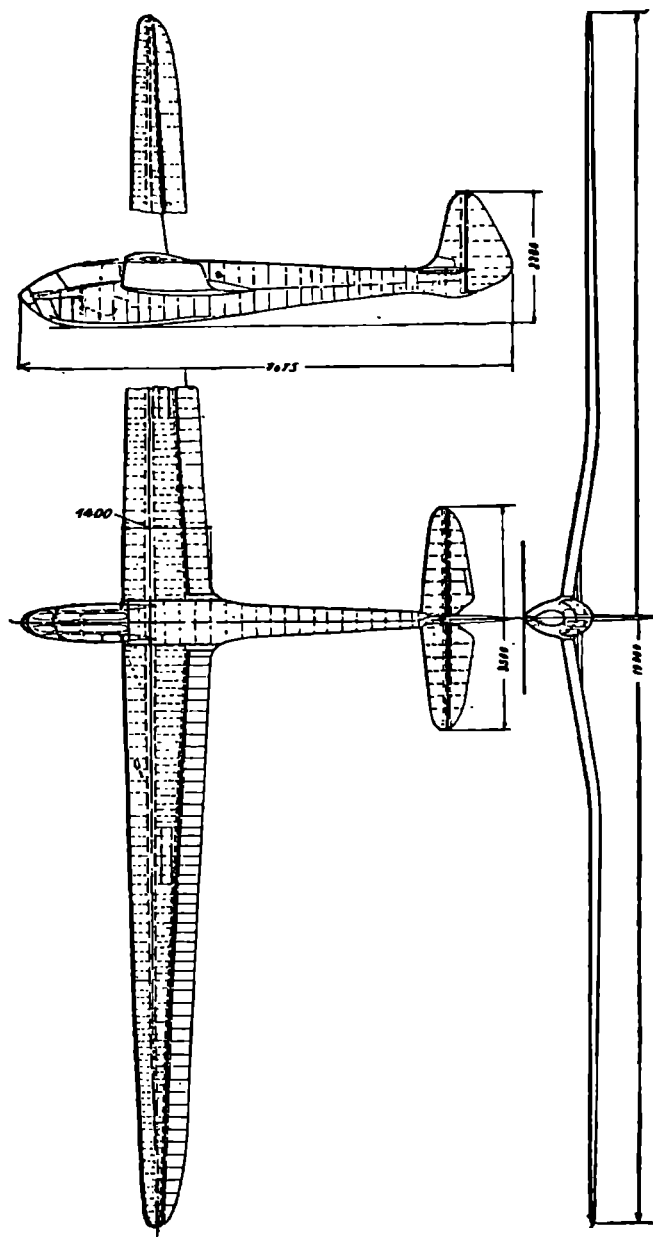


Fig. 57. — « Reiher ».

Particolarmente curata, poi, l'ala sia per l'elevato allungamento sia per i profili in modo da ottenere la massima efficienza.

Riguardo alla rapidità di montaggio e smontaggio sono stati studiati gli attacchi dell'ala, innesti dei comandi, attacchi degli impennaggi, ecc.

Ne è risultata indubbiamente una macchina di altissime caratteristiche ma anche molto costosa e delicata, da non potersi dare, perciò, in mano a tutti i piloti.

L'architettura è quella ad ala centrale ad M di elevato allungamento e apertura con medio rapporto di rastremazione.

L'ala è munita di diruttori e pure di alette di curvatura fino all'alettone. La struttura è quella classica monolongherone con rivestimento d'attacco lavorante a torsione.

La fusoliera è a sezione ovoidale con rivestimento in compensato. La capottina del pilota è completamente avviata con la fusoliera, migliorando la finezza aerodinamica ma non forse la visibilità per effetto di specchio data la forte inclinazione del trasparente.

Dimensioni principali.

Apertura alare	m	19,—
Lunghezza totale	m	7,67
Larghezza fusoliera	m	0,67
Altezza fusoliera	m	1,10
Sezione maestra	m ²	0,58

Superfici.

Ala con alettoni	m ²	19,36
Alettoni	m ²	4,32
Diruttori	m ²	0,30
Stabilizzatore	m ²	1,18
Equilibratore	m ²	0,97
Totale piano orizzontale	m ²	2,15
Deriva	m ²	0,40
Timone di direzione	m ²	1,01
Totale piano verticale	m ²	1,41

Pesi.

Peso a vuoto	kg	238
Carico utile	kg	85
Peso totale	kg	323
Carico alare	kg/m ²	16,65

Particolarità ala.

Corda all'incastro	m	1,40
Corda media	m	1,02
Corda all'estremità	m	0,63
Allungamento		18,6
Rapporto di rastremazione		2,22
Coefficiente di robustezza		8

Profili.

Ala:

all'incastro	Gottinga	549
al gomito	Gottinga	549
all'estremità	Gottinga	676
Angolo di calettamento ala-fusoliera		4°
Svergolamento geometrico ala		4,4°

Caratteristiche di volo.

Rapporto planata massimo		33
Minima velocità di discesa	m/sec	0,52
Velocità orizzontale corrispondente	km/h	55

« P.W.S. 101 » (Polonia)

È questo un ottimo veleggiatore polacco, progettato da Czerwinski e costruito dalla ditta Podlaska Wytwornia Salomotow nel 1937.

Il « P.W.S. 101 » è un moposto ad ala media ad M a sbalzo di forte allungamento. Struttura monolongherone con diagonale posteriore e rivestimento del bordo d'attacco.

L'alettone è sdoppiato in due e viene comandato con due leve con diversa corsa angolare, maggiore per quello esterno. Il comando di essi è differenziale.

Buono l'avviamento della fusoliera, ma non troppo semplice costruttivamente a causa della linea inferiore curva che non rende sviluppabile la superficie da rivestire.

L'ala è munita di diruttori dorsali tipo D.F.S. di piccole dimensioni. L'equilibratore è munito di alette stabilizzatrici flettner.

Caratteristiche.

Apertura alare	m	19,—
Superficie	m ²	19,—
Allungamento		19
Lunghezza totale	m	7,26
Peso a vuoto	kg	220
Carico utile	kg	85
Peso totale	kg	305
Carico alare	kg/m ²	16
Rapporto planata massimo		26
Velocità orizzontale corrispondente	km/h	66
Minima velocità di discesa	m/sec	0,65
Velocità orizzontale corrispondente	km/h	55

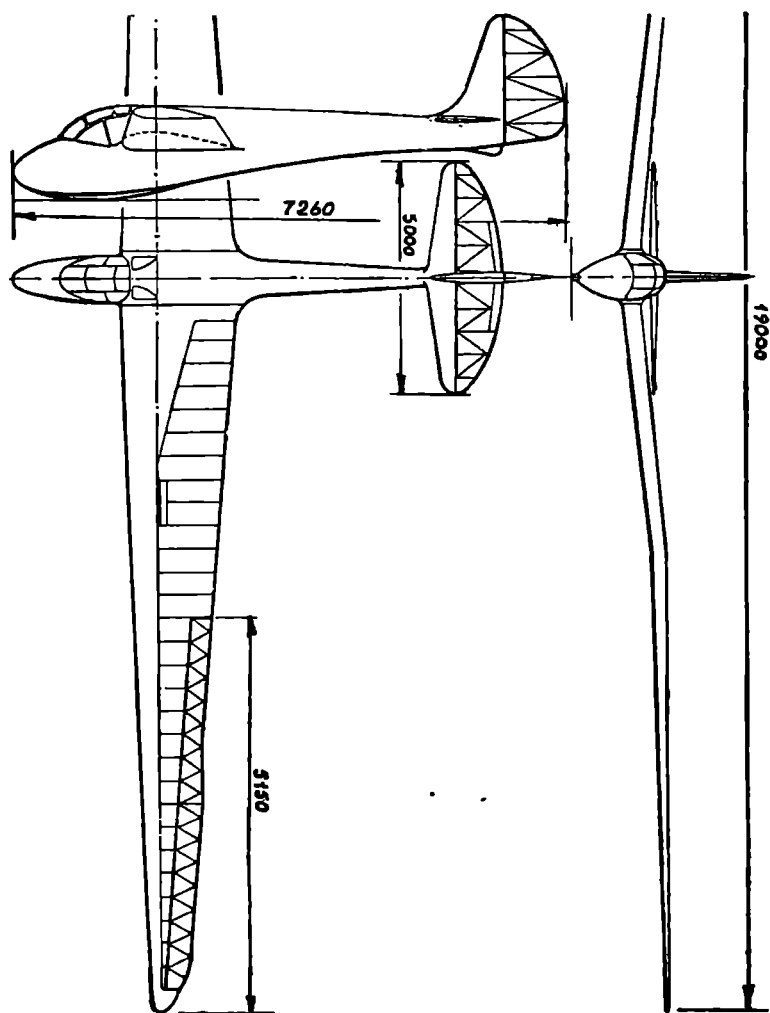


Fig. 58. - « P. W. S. 101 ».

« Turbine » (Italia)

Il « Turbine » è un aliante veleggiatore monoposto di elevate caratteristiche, particolarmente adatto per voli di distanza e di quota, costruito da Teichfuss nel 1938.

Nelle sue linee generali risente molto del suo predecessore « Sparviero », molto più affinato però, di cui conserva la forma alare trapezoidale in pianta ed ad M molto appiattito di fronte, sebbene di allungamento molto maggiore.

Anche la fusoliera nella vista in pianta conserva la forma classica dello « Sparviero » con impennaggio verticale con deriva molto piccola e simile timone di direzione. Il piano orizzontale è leggermente soprav-elevato sulla fusoliera ed è però a sbalzo.

Gli alettoni di notevole allungamento ed apertura sono comandati

a rapporto differenziale con trasmissione rigida e sono pure abbassabili simultaneamente agendo da ipersostentatori, pur conservando il movimento alternato per la manovra trasversale.

La pedaliera è regolabile longitudinalmente in volo e così pure lo schienale del seggiolino permettendo in tal modo al pilota di cambiare posizione nelle lunghe permanenze in volo.

Sulla prua vi è una presa d'aria in pressione regolabile dal posto di pilotaggio. Il tubo di Pitot e il Venturi sono retrattili in fusoliera per diminuire la resistenza del velivolo.



Fig. 59. — La snella sagoma del « Turbine », veleggiatore dall'elevato allungamento alare. (Foto G. L. Della Torre).

Sull'ala sono montati dei diruttori a saracinesca del tipo di quelli montati sul « Meise » con movimento in un piano verticale, anzichè a rotazione come sono i più comunemente usati.

Per l'atterraggio e decollo è montata una ruota fissa a bassa pressione dietro il baricentro.

Caratteristiche.

Apertura alare	m	18,50
Superficie	m ²	16,—
Allungamento		21,4
Superficie alettoni	m ²	2,65
Superficie piano orizzontale	m ²	2,—
Superficie timone direzione	m ²	1,04
Lunghezza fusoliera	m	7,60
Altezza fusoliera	m	1,10

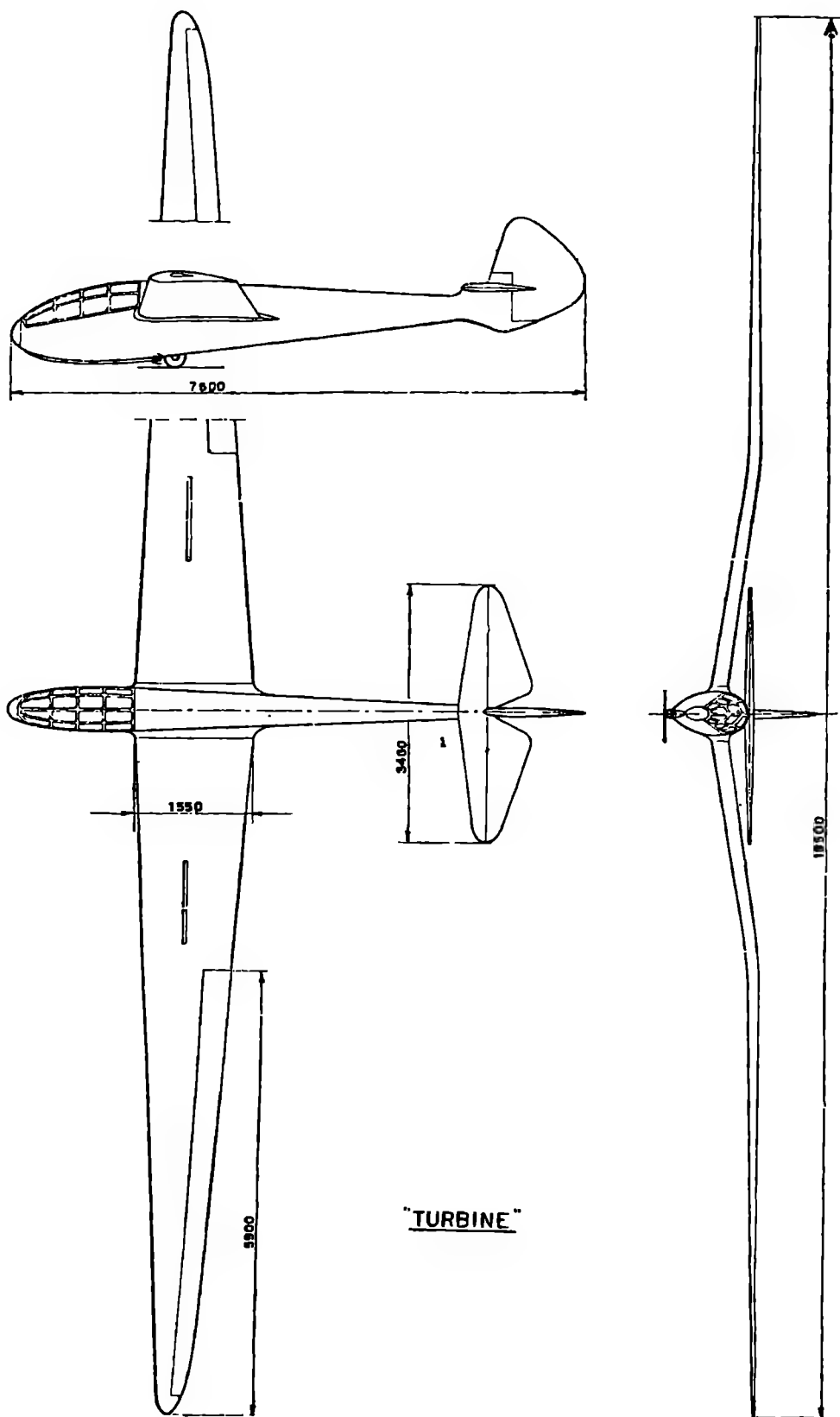


Fig. 6a.

Peso a vuoto.	kg	238
Carico utile	kg	90,—
Peso totale	kg	328,—
Carico alare	kg/m ²	21,—
Rapporto planata massimo		30
Minima velocità di discesa.	m/sec	0,54

D. 30 « Cyrrus » (Germania)

Il Gruppo Aerotecnico del Politecnico di Darmstadt ha progettato e costruito fra il 1936 e il 1938 questo veleggiatore che ha destato tanta meraviglia e curiosità in tutto il mondo volovelistico.

Il « D. 30 », velivolo arditissimo costruttivamente, è stato studiato espressamente per voli di distanza. Fra le diverse notevoli caratteristiche che presenta, predomina l'eccezionale allungamento alare e l'ado-

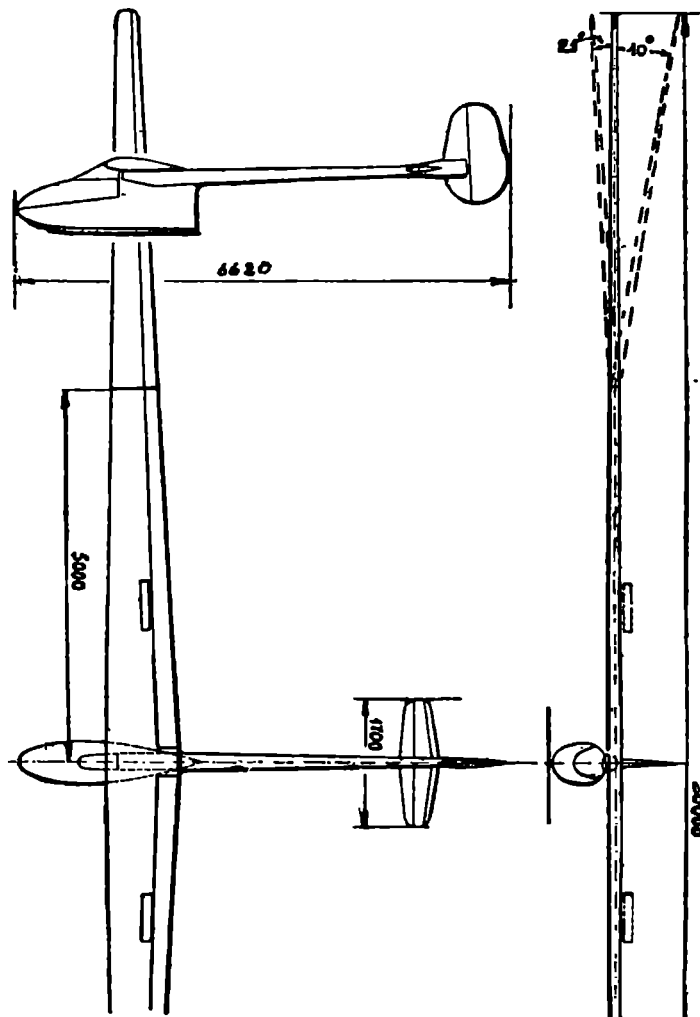


Fig. 61. — « D. 30 Cyrrus ».

zione di profili sottili, specialmente in considerazione di così elevato allungamento.

Altra notevole caratteristica di questo velivolo è quella del diedro va-

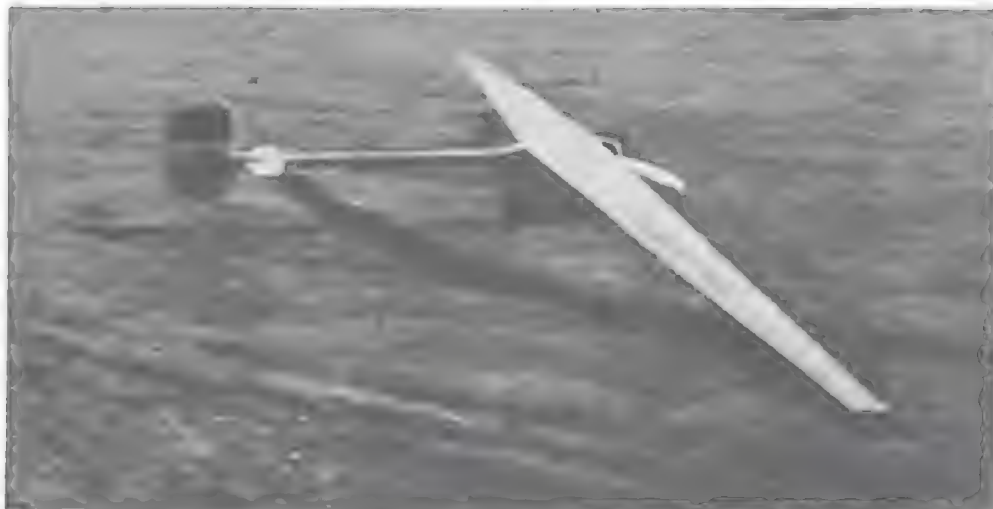


Fig. 62. - L'ardito veleggiatore tedesco D. 30 « Cyrrus » dall'elevatissimo allungamento alare.

riabile in volo. Infatti le estremità alari sono incernierate, a circa 5 metri dalla mezzeria, e possono ruotare, a comando del pilota, di 10° verso l'alto

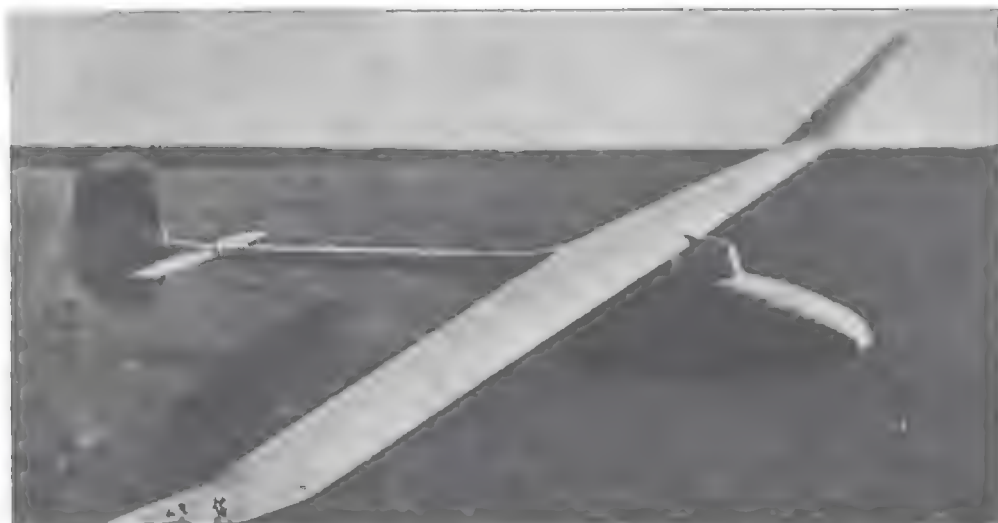


Fig. 63. - Il D. 30 « Cyrrus » con le estremità alari alzate.

e di $2,5^{\circ}$ verso il basso. In quest'ultimo caso, dato che il tratto centrale per elasticità si flette in volo, l'ala assume la forma ad M appiattito.

Il diedro variabile è stato adottato per poter studiare, sul medesimo apparecchio, l'influenza del diedro sulla stabilità di rollio.

Su tutto il bordo di uscita c'è un alettone di curvatura, e gli stessi alettoni sono pure abbassabili con esso, pur conservando il movimento alternato per la manovra.

Costruttivamente il « D. 30 » presenta la particolarità del longherone dell'ala metallico in electron, soluzione che si è dovuta adottare perchè data la sua piccolissima altezza rispetto all'apertura non era possibile ottenere una sufficiente robustezza con la costruzione in legno. Ne è derivata però una notevole complicazione per i collegamenti fra gli altri elementi strutturali dell'ala, tutti in legno, ed il longherone stesso.

Anche la fusoliera è di costruzione mista: in legno la parte anteriore contenente l'abitacolo del pilota in electron il tubo conico posteriore che porta gli impennaggi di coda.

Da quanto si è visto relativamente alla sua architettura ed alla sua costruzione si comprende come questo apparecchio sia molto delicato e costoso. Però le caratteristiche di volo sono risultate effettivamente elevate, tanto è vero che alla sua prima uscita ufficiale in gara alla Rhön nel 1938, il « D. 30 » ha stabilito il primato internazionale per voli di distanza con meta prefissata e ritorno, volando da Brema a Lubeca e atterrando al campo di partenza coprendo una distanza di km. 314.

Dimensioni principali.

Apertura alare	m	20,—
Lunghezza totale	m	6,62
Larghezza fusoliera	m	0,58
Altezza fusoliera	m	0,96
Sezione maestra	m ²	0,32

Superfici.

Ala con alettoni	m ²	12,—
Alettoni	m ²	0,53
Diruttori	m ²	0,27
Ipersostentatori	m ²	0,03
Stabilizzatore	m ²	0,24
Equilibratore	m ²	0,36
Totale piano orizzontale	m ²	0,60
Deriva	m ²	0,40
Timone di direzione	m ²	0,60
Totale piano verticale	m ²	1,—

Pesi.

Peso a vuoto	kg	175
Carico utile	kg	90,—
Peso totale	kg	265,—
Carico alare	kg/m ²	22,10

Particolarità ala.

Corda all'incastro	m	0,96
Corda media	m	0,60
Corda all'estremità	m	0,24
Diedro trasversale variabile da	— 2,5° a + 10°	
Allungamento		33,40
Rapporto di rastremazione		4,—
Coefficiente di robustezza		8

Profili.

Ala:

all'incastro	N.A.C.A.	2414
all'estremità	N.A.C.A.	4412
Piani coda:	N.A.C.A.	0009
Angolo di calettamento ala-fusoliera		2,5°

Caratteristiche di volo.

Rapporto planato massimo		36
Velocità orizzontale corrispondente	km/h	72,—
Minima velocità di discesa.	m/sec	0,52
Velocità orizzontale corrispondente	km/h	62,—
Velocità limite consentita	km/h	300,— (?)

C.V.V. 7 « Pinocchio » (Italia)

È questa una recentissima creazione del C.V.V. del Politecnico milanese attualmente (marzo 1946) in costruzione quasi ultimata presso il laboratorio del C.V.V. stesso.

Il « Pinocchio » è un velivolo ad ala alta a sbalzo di elevato allungamento, monoposto di altissime caratteristiche, particolarmente studiata per i voli di distanza e durata.

Abbandonata in questi ultimi anni la soluzione ala media ad M si è tornati alla soluzione ala alta diritta, apportandovi quelle miglie che l'evoluzione della tecnica in questo campo ha suggerito.

Anche il « Pinocchio » come il « Canguro », rispecchia questa nuova tendenza. Rispetto alla soluzione ala media ad M, l'ala alta ha questi vantaggi: maggior semplicità costruttiva dell'ala, e della fusoliera per mancanza dei raccordi; maggior praticità per il montaggio, miglioramento aerodinamico dell'intersezione ala-fusoliera.

Il « Pinocchio » è di costruzione totalmente in legno; ala monolongherone con solette in abete ed anime in compensato di betulla, e bordo d'attacco in compensato resistente a torsione

Questa torsione viene scaricata sulla fusoliera dall'attacco principale e da un attacco anteriore, eliminando così la solita diagonale posteriore con vantaggio in peso e in semplicità costruttiva.

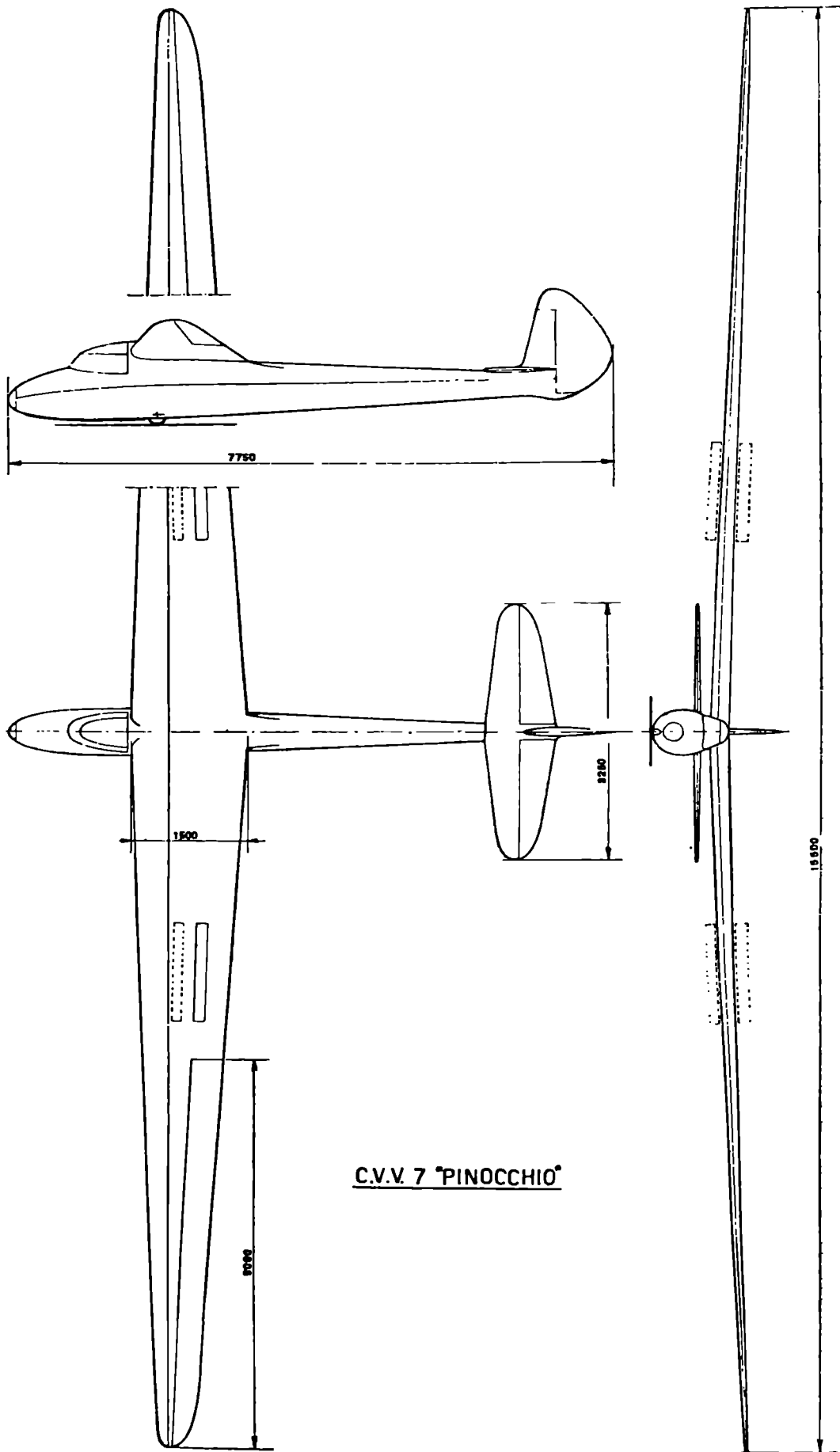


Fig. 64.

Anche in questo apparecchio le semiali si uniscono fra loro e la fusoliera è appesa all'ala con delle orecchiette ricavate nelle piastre.

Gli alettoni sono con bordo d'attacco a scatola per ottenere la dovuta rigidità torsionale. Sono comandati, con rapporto differenziale 1 : 3, da tubi in durall con rompitratta a rullini di fibra analogamente al « Canguro ».

Sull'ala, in posizione molto arretrata sulla corda, sono montati dei diruttori doppi a fessura di forte superficie e allungamento.

Il loro azionamento è ottenuto con tubi di torsione.

La fusoliera, molto lunga, è a sezione curva ad archi di parabola, rivestita totalmente in compensato. Il posto di pilotaggio è stato studiato con molta cura in modo da rendere il più confortevole possibile le lunghe permanenze in volo.

La barra di comando è qui sostituita da un comodo volantino che comanda, con trasmissione rigida, gli alettoni, e con cavi il timone di profondità.

La pedaliera è regolabile in volo con un semplicissimo e pratico meccanismo; la sua regolazione longitudinale è di cm. 12.

La trasmissione del timone di direzione è a cavi, gli impennaggi sono a sbalzo; il timone di direzione è compensato aerodinamicamente.

Gli organi di atterraggio sono ridotti unicamente ad una ruota a bassa pressione da 210 X 80 posta avanti al baricentro del velivolo: mancano completamente i pattini ammortizzati sia anteriore che di coda. La parte anteriore della fusoliera è solamente rinforzata esternamente sul fondo da una striscia di frassino.

Dimensioni principali.

Apertura alare	m	18,50
Lunghezza totale	m	7,75
Larghezza fusoliera	m	0,60
Altezza fusoliera	m	1,—
Sezione maestra	m ²	0,45

Superfici.

Ala con alettoni	m ²	18,—
Alettoni	m ²	3,40
Diruttori	m ²	0,61
Stabilizzatore	m ²	0,94
Equilibratore	m ²	0,86
Totale piano orizzontale	m ²	1,80
Deriva	m ²	0,30
Timone di direzione	m ²	0,70
Totale piano verticale	m ²	1,—

Pesi.

Peso a vuoto.	kg	220,—
Carico utile	kg	100,—
Peso totale.	kg	320,—
Carico alare	kg/m ²	17,8

Particolarità ala.

Corda all'incastro	m	1,50
Corda media	m	0,99
Corda all'estremità	m	0,47
Diedro trasversale		2,5°
Allungamento	$\lambda =$	19
Rapporto di rastremazione		3,20
Coefficiente di robustezza		8,—

Profili.

Ala:

all'incastro	N.A.C.A.	4415
a metà apertura	N.A.C.A.	4412
all'estremità	N.A.C.A. 2 R.	12
Piani coda	N.A.C.A. M	3
Angolo di calettamento ala-fusoliera		3°
Svergolamento ala		4°

Caratteristiche di volo.

Rapporto planata massimo		33
Velocità orizzontale corrispondente	km/h	66
Minima velocità di discesa.	m/sec	0 50
Velocità orizzontale corrispondente	km/h	58
Velocità limite consentita	km/h	220

Biposti a posti in tandem:**D.F.S. « Kranich » (Germania)**

Il « Kranich » è un biposto, a posti in tandem, a doppio comando particolarmente studiato per l'addestramento al volo termico e cieco in nube, costruito nel 1936 su progetto di Jacobs. La soluzione ad ala media è stata preferita all'ala alta per la miglior visibilità verso l'alto per il secondo pilota (però è peggiore la visibilità verso il basso).

La sua costruzione può considerarsi un perfezionamento del monoposto « Rhonsperber » in base alle esperienze fatte con questo tipo in diversi anni.

L'ala del « Kranich » è a sbalzo di classica forma a M con leggera freccia in pianta per ragioni d'ingombro per l'attacco delle ali, e di centraggio (in modo da far capitare il secondo pilota in corrispondenza del baricentro non variando così il centraggio sia con una che con due persone).

Le semiali si uniscono fra loro nell'interno della fusoliera con attacchi applicati ai longheroni. La torsione viene tenuta dal rivestimento del bordo d'attacco e scaricata sulla fusoliera con la consueta diagonale posteriore.

L'ala è munita di diruttori azionabili da entrambi i piloti. Gli

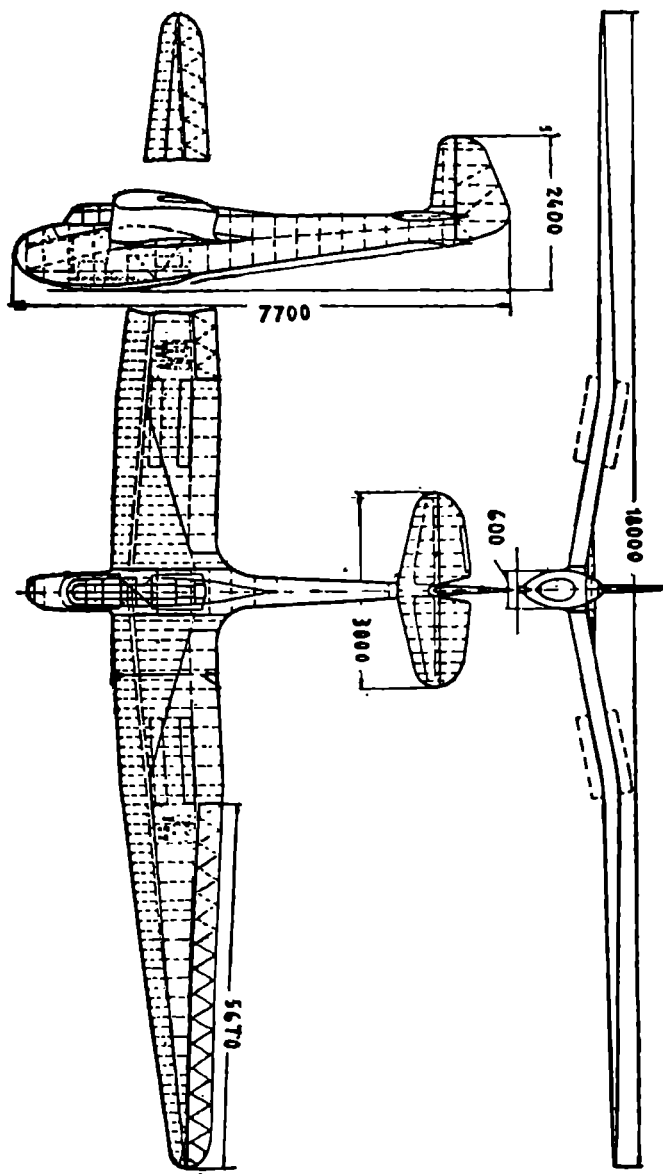


Fig. 65. — « Kranich ».

alettoni sono a comando differenziale con rapporto 1 : 2. L'equilibratore è munito di flettner di regolazione.

Una versione particolare di questo velivolo è quella per alta quota con speciale impianto d'inalatore di ossigeno, e con la sostituzione dei

comandi a cavi, che per le basse temperature delle alte quote si irrigidiscono, con comandi a tubi.

Il « Kranich » Alta Quota ha avuto al suo attivo notevoli primati d'altezza.



Fig. 66. — Il biposto in tandem « Kranich » alta quota.
(Foto E. Vaghi).

Dimensioni principali.

Apertura alare	m	18,—
Lunghezza totale	m	7,70
Larghezza fusoliera	m	0,60
Altezza fusoliera	m	1,25
Sezione maestra	m ²	0,53

Superfici.

Ala con alettoni	m ²	22,68
Alettoni	m ²	2,13
Diruttori	m ²	0,21
Stabilizzatore	m ²	1,21
Equilibratore	m ²	0,99
Totale piano orizzontale	m ²	2,20
Deriva	m ²	0,37
Timone di direzione	m ²	0,99
Totale piano verticale	m ²	1,36

Pesi.

Peso a vuoto	kg	255,—
Carico utile	kg	180,—
Peso totale	kg	435,—
Carico alare	kg/m ²	19,15

Particolarità ala.

Corda all'incastro	m	1,60
Corda media	m	1,26
Corda all'estremità	m	0,60
Diedro trasversale centrale		3°
Allungamento		14,30
Rapporto di rastremazione		2,67

Profili.

Ala:		
all'incastro	Göttinga	535
al gomito	Göttinga	535
all'estremità	simmetrico	
Piani coda:	simmetrico	
Angolo di calettamento ala-fusoliera		2°
Svergolamento aerodinamico ala		8°

Caratteristiche di volo.

Rapporto di planata massimo		23,6
Velocità orizzontale corrispondente	km/h	70
Minima velocità di discesa	m/sec	0,69
Velocità orizzontale corrispondente	km/h	50
Velocità limite consentita	km/h	215

Mü 10 « Milan » (Germania)

Il « Milan Mü 10 » è stato progettato e costruito nel 1936 dal Gruppo del Politecnico di Monaco. È un biposto a posti in tandem a doppio comando ad ala alta a sbalzo, monolongherone. La sua costruzione, è mista: fusoliera in tubi d'acciaio e rivestimento in tela, cellula ed impennaggi in legno.

L'accesso al secondo posto di pilotaggio, situato sotto l'ala in corrispondenza del baricentro, avviene da una porta sulla fiancata sinistra della fusoliera.

Particolare notevole del « Mü 10 » è l'ala in due pezzi non simmetrici: infatti la semiala destra viene collegata rigidamente alla fusoliera mentre la sinistra rimane poi collegata ad essa esternamente alla fusoliera stessa come si vede in figura.

Il piano orizzontale a sbalzo è tutto mobile, ed il verticale è completamente privo di deriva. Gli organi di atterraggio sono costituiti da un pattino ammortizzato e da una ruota fissa.

Dimensioni principali.

Apertura alare	m	17,80
Lunghezza totale	m	6,75
Larghezza fusoliera	m	0,55
Altezza fusoliera	m	1,36
Sezione maestra	m²	0,65

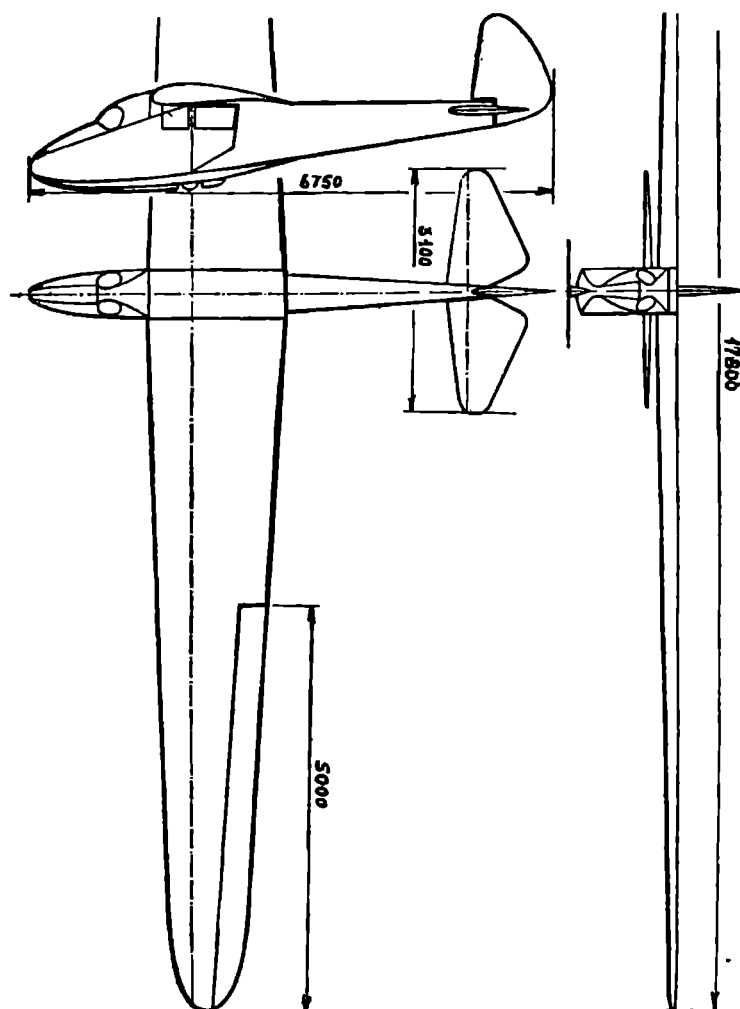


Fig. 67. — « Milan Mũ 10 ».

Superfici.

Ala con alettoni	m ²	20,—
Alettoni	m ²	2,50
Piano orizzontale (tutto mobile)	m ²	1,90
Piano verticale (tutto mobile)	m ²	1,10

Pesi.

Peso a vuoto	kg	185,—
Carico utile	kg	180,—
Peso totale	kg	365,—
Carico alare	kg/m ²	18,25

Particolarità ala.

Forma in pianta	trapezoidale
Diedro	0°

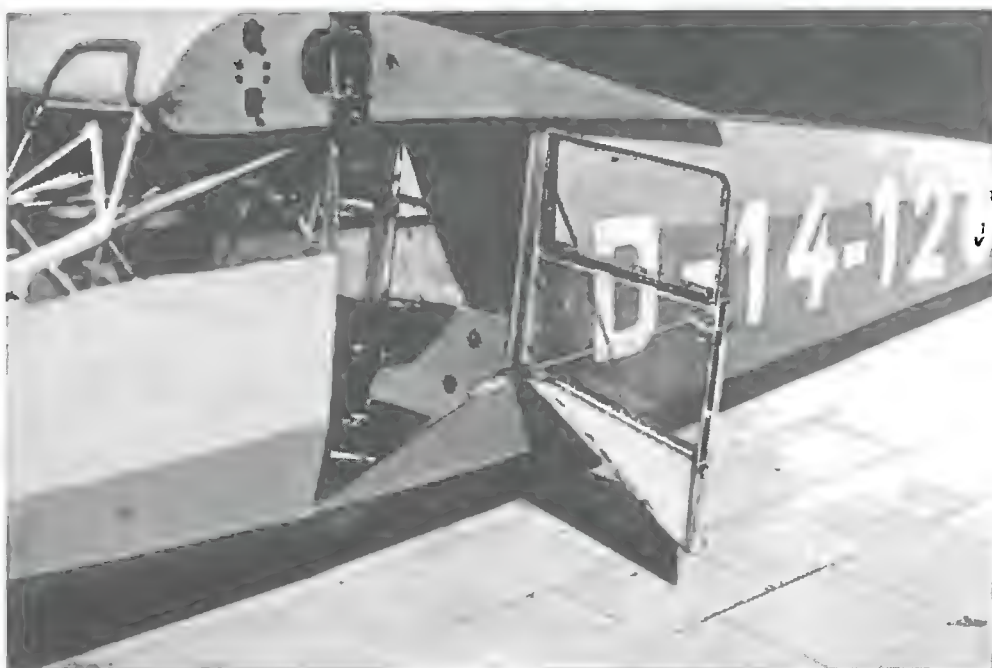


Fig. 68. — Sportello d'entrata del secondo posto di pilotaggio del Mù 10 « Milan ». Si nota l'ala destra montata sulla fusoliera. (Foto M. Galimberti).

Corda all'incastro	m	1,65
Corda media	m	1,12
Corda all'estremità	m	0,75
Allungamento		15,8
Rapporto di rastremazione		2,20

Profili.

Ala:

all'incastro	}	profili propri
metà apertura		
all'estremità		
Piani coda		simmetrico
Angolo di calettamento ala-fusoliera		0°
Svergolamento ala		2°

Caratteristiche di volo.

Rapporto planata massimo		22,—
Velocità orizzontale corrispondente	km/h	70,—
Minima velocità di discesa	m/sec	0,65
Velocità orizzontale corrispondente	km/h	50,—
Velocità limite consentita	km/h	180,—

« Cat. 28 B.P. » (Italia)

Il « Cat. 28 B.P. » è un biposto a doppio comando a posti in tandem ottenuto direttamente con lievi modifiche dal monoposto « Cat. 28 ».



Fig. 69. — Sistemazione dei posti di pilotaggio nel biposto « Cat. 28 B. P. ».
(Foto G. L. Della Torre).

È stata aumentata leggermente l'apertura alare per non elevare troppo il carico alare, mentre le altre dimensioni non sono state variate.



Fig. 69 bis. — Il « Cat. 28 B. P. » in volo sull'altipiano di Asiago.

La costruzione è perciò del tutto identica al monoposto « Cat. 28 ». Le sue caratteristiche di volo sono risultate ottime.

Il « Cat. 28 B.P. » detiene tuttora il primato italiano di volo di distanza.

Caratteristiche.

Apertura alare	m	18,20
Superficie	m ²	21,—
Allungamento		15,80
Lunghezza fusoliera	m	7,70
Peso a vuoto	kg	250,—
Carico utile	kg	160,—
Peso totale	kg	410,—
Carico alare	kg/m ²	19,50
Rapporto di planata massimo		26,—
Velocità di discesa minima	m/sec	0,65

C.V.V. 6 « Canguro » (Italia)

Il « Canguro » è un biposto in tandem a doppio comando di alte caratteristiche di volo. Progettato dall'ing. E. Preti del C.V.V. del Politecnico di Milano è stato costruito dall'Aeronautica Lombarda di Cantù e le prime prove di collaudo sono state eseguite nell'estate del 1942.

Questo velivolo è quanto di meglio si sia realizzato in Italia nella categoria biposti ed è certamente anche uno dei migliori in campo internazionale.

Le sue qualità di volo si sono dimostrate ottime sin dalle prime prove. Il centraggio è perfetto sia con una che con due persone a bordo.

I profili dell'ala sono stati studiati in modo particolare per ottenere un ottimo comportamento alle alte incidenze, anche in condizioni di turbolenza. Il pilotaggio anche sotto traino veloce ed in cattive condizioni atmosferiche è risultato facile e riposante grazie alla ottima stabilità propria dell'apparecchio.

Ciò che ha poi favorevolmente impressionato piloti e tecnici è la grande maneggevolezza del « Canguro » nonostante la forte apertura alare, maneggevolezza paragonabile a quella dei migliori veleggiatori della categoria 15 metri. Ciò si è potuto ottenere con un accurato dimensionamento degli alettoni, di notevole apertura e allungamento, i quali sono comandati con un elevato rapporto differenziale 1:3, e muniti di particolari dispositivi che ne annullano i momenti negativi d'imbardata.

Questo velivolo ha dimostrato fin dalle prove di collaudo ottime qualità realizzando dei voli notevoli.

La sua costruzione è completamente in legno. L'ala monolongherone è in due pezzi che si uniscono fra loro mediante robusti attacchi



Fig. 70. - Il recente biposto in tandem C.V.V. 6 « Canguro ».
(Foto M. Galimberti).



Fig. 71. - La soluzione « ala alta » ritorna con successo nel « Canguro », aliante di elevate caratteristiche. (Foto M. Galimberti).

metallici con spinotti conici. L'unione alla fusoliera avviene mediante due orecchiette, ricavate sulle piastre di unione, cui corrispondono due attacchi sull'ordinata di forza della fusoliera. Gli spinotti cilindrici sono provvisti di maniglione per il rapido smontaggio.



Fig. 72. — Struttura della fusoliera del « Canguro ».

Posteriormente l'ala è vincolata con due attacchi con spinotti cilindrici che tramite una diagonale scaricano la torsione dell'ala sulla fusoliera.

Sull'ala sono applicati ampi diruttori doppi a fessura C.V.V. muniti di blocco e sblocco automatico nelle due posizioni estreme di chiuso ed aperto.

Data la grande apertura dell'alettone, questo, per non essere sottoposto a rilevanti sforzi torsionali, è comandato da due leve. Le trasmissioni sono completamente rigide in tubi di durall con rompitratta a

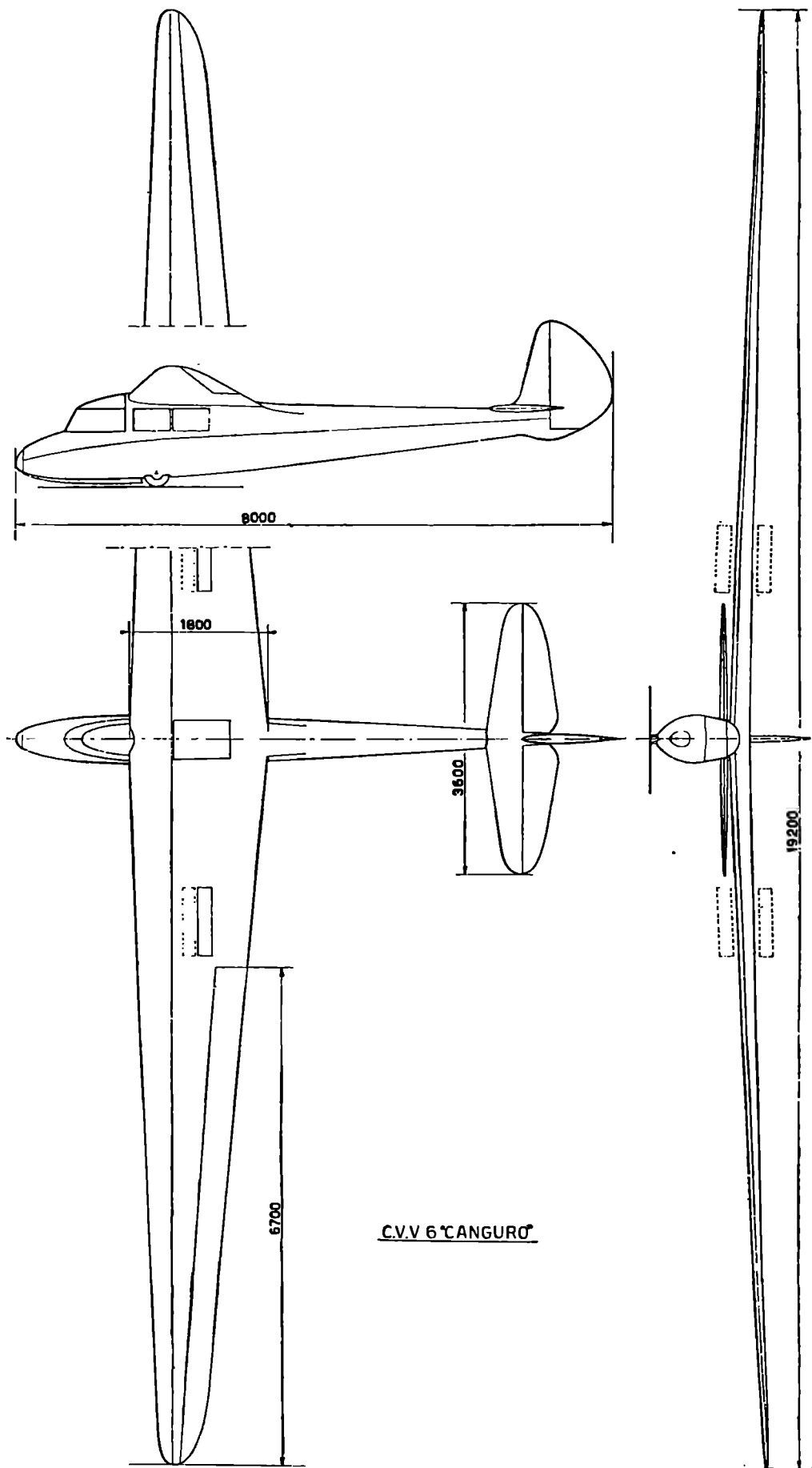


Fig. 73.

rullini di fibra che rendono così il comando silenzioso ed assicurano una sensibilità veramente notevole.

Le trasmissioni dei diruttori, sono rigide anch'esse con tubi di acciaio che lavorano a torsione, mentre quelle dei piani di coda sono a cavi. Tutte le cerniere, snodi, rinvii ecc., sono montati su cuscinetti a sfere.

La fusoliera, a sezione ovoidale ad archi di cerchio, è frutto di un accuratissimo lavoro di disegno teso ad ottenere la minor resistenza possibile compatibilmente con gli ingombri. Confortevoli e riposanti i posti di pilotaggio con seggiolini « fisiologici » che permettono lunghe permanenze in volo senza eccessivo affaticamento. Quello anteriore gode di ottima visibilità grazie ad un'ampia capottina, sganciabile in volo in caso di necessità. La visibilità al secondo posto di pilotaggio è assicurata da due ampi finestrini sulle fiancate e da uno sportellone in trasparente sull'ala che serve per l'accesso.

Il cruscotto anteriore è munito di tutti gli strumenti necessari per il volo senza visibilità.

Riguardo agli organi di atterraggio il prototipo è stato munito di un normale pattino in frassino ammortizzato con tamponi di gomma: per il decollo si usa un carrellino a due ruote sganciabile in volo. Negli esemplari costruiti successivamente è stata installata invece una ruota a bassa pressione da 260×100 leggermente avanti al baricentro.

Dimensioni principali.

Apertura alare	m	19,20
Lunghezza totale	m	8,—
Larghezza fusoliera	m	0,62
Altezza fusoliera	m	1,15
Sezione maestra	m ²	0,52

Superfici.

Ala con alettoni	m ²	21,60
Alettoni	m ²	4,96
Diruttori	m ²	0,62
Stabilizzatore		1,36
Equilibratore		1,16
Totale piano orizzontale		2,52
Deriva		0,30
Timone di direzione		0,87
Totale piano verticale		1,17

Pesi.

Peso a vuoto	kg	280,—
Carico utile	kg	180,—
Peso totale	kg	460,—
Carico alare	kg/m ²	21,30

Particolarità ala.

Corda all'incastro	m	1,80
Corda media	m	1,12
Corda all'estremità	m	0,55
Dieđro trasversale		2,5°
Allungamento		17
Rapporto di rastremazione		3,28
Coefficiente di robustezza		8

Profili.

Ala:

all'incastro Gottinga 549 modificato C,V,V,

all'estremità Gottinga 675

Piani coda: N.A.C.A. M. 3

Angolo di calettamento ala-fusoliera 3°

Svergolamento geometrico ala 4°

Caratteristiche di volo.

Rapporto planata massimo		30
Velocità orizzontale corrispondente	km/h	75
Minima velocità di discesa	m/sec	0,60
Velocità orizzontale corrispondente	km/h	62
Velocità limite consentita	km/h	220

Biposti a posti affiancati:**« Goevier » (Germania)**

Il « Goevier » è forse il primo biposto affiancato di alte caratteristiche che sia stato costruito nel campo dei veleggiatori, realizzato dalla « Schemp-Hirt » di Goppingen nel 1938.

La soluzione « posti affiancati » ha indubbiamente dei vantaggi rispetto a quella « posti in tandem ».

La visibilità è identica e ottima per entrambi gli occupanti mentre nella soluzione posti in tandem è nettamente inferiore per il secondo occupante.

Inoltre questa soluzione richiede un solo cruscotto e ciò rappresenta una non indifferente economia, dato il costo degli strumenti. Di grande vantaggio poi per i piloti è l'essere in immediato contatto per scambiarsi avvertimenti, consigli e studiarsi magari la rotta sulla carta nei voli di distanza.

L'affiancato presenta però degli svantaggi rispetto alla soluzione posti in tandem, come quella di variare il centraggio dell'apparecchio con una sola persona.

Ma la maggiore preoccupazione è quella derivante dalla maggior sezione della fusoliera con conseguente peggioramento delle caratteristiche aerodinamiche.

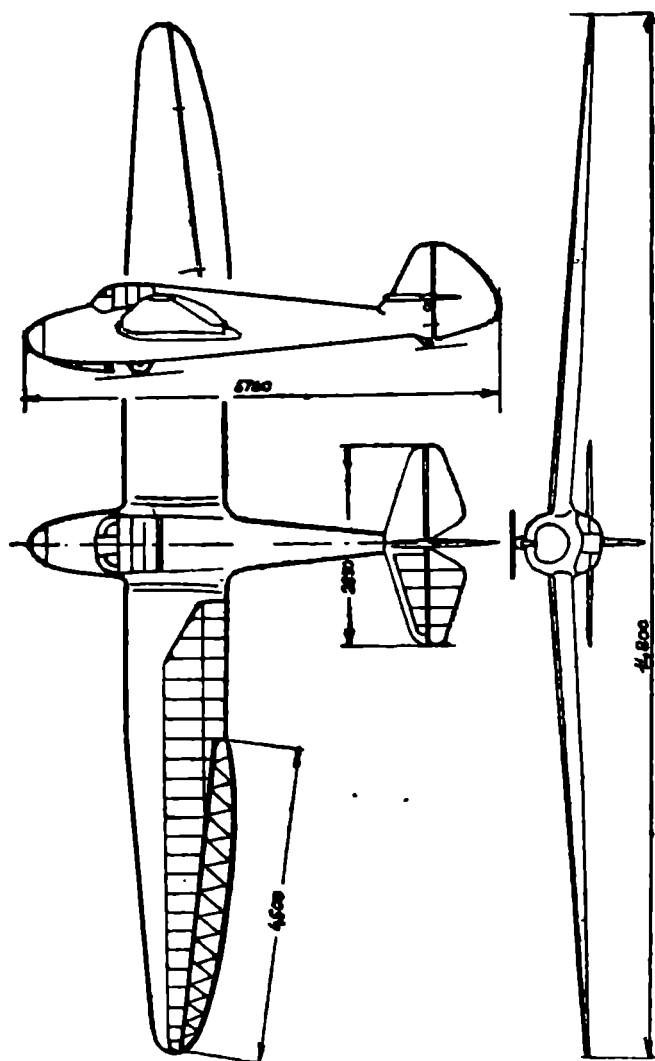


Fig. 74. - « Goevier ».

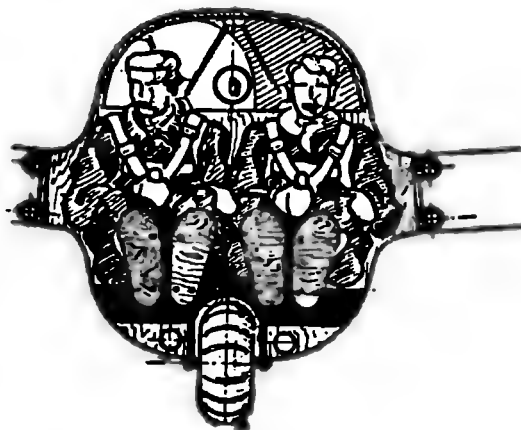


Fig. 75. - Disposizione dei piloti nel bi-posto affiancato « Goevier ».

I progettisti Wolf Hirt e W. Hutter perciò hanno cercato in questo apparecchio di ridurre al minimo la larghezza della fusoliera e a ciò sono giunti con lo sfruttare il raccordo dell'ala per alloggiare il braccio e la spalla esterna dei piloti, sistema non nuovo ma indubbiamente ottimo. Ne è risultata una larghezza di fusoliera di appena 92 cm. esterno e 88 cm. interno.

L'apparecchio è a doppio co-

mando, con ampia capottatura; è munito di una ruota posta anteriormente al baricentro. Nonostante il basso allungamento, il buon avviamento delle linee e la razionale architettura ne fanno un velivolo compatto ed armonico che ha dato buoni risultati di volo.

Dimensioni principali.

Apertura alare	m	14,80
Lunghezza totale	m	6,76
Larghezza fusoliera	m	0,92
Altezza fusoliera	m	1,27
Sezione maestra	m ²	0,97

Superfici.

Ala con alettoni	m ²	19,—
Alettoni	m ²	3,06
Diruttori	m ²	0,43
Stabilizzatore	m ²	1,57
Equilibratore	m ²	1,08
Totale piano orizzontale	m ²	2,65
Deriva	m ²	0,39
Timone di direzione	m ²	0,93
Totale piano verticale	m ²	1,32

Pesi.

Peso a vuoto	kg	200,—
Carico utile	kg	210,—
Peso totale	kg	410,—
Carico alare	kg/m ²	21,5

Particolarità a/a.

Corda all'incastro	ru	1,45
Corda media	in	1,28
Corda all'estremità	m	0,60
Diedro trasversale ala		4,5°
Allungamento		11,53
Rapporto di rastremazione		2,52
Coefficiente di robustezza		8

Profili.

Ala	Youkowsky modificato
Piani coda	simmetrico
Angolo di calettamento ala-fusoliera	2,5°
Svergolamento geometrico ala	5,5°

Caratteristiche di volo.

Rapporto planata massimo		19
Velocità orizzontale corrispondente	km/h	70
Minima velocità di discesa	m/sec	0,96
Velocità orizzontale corrispondente	km/h	60
Velocità limite consentita	km/h	220

« Caudron C. 800 » (Francia)

L'aliante « C. 800 » è un biposto a posti affiancati a doppio comando destinato alla scuola per allievi provetti ed anche per volo termico di durata.

Ala alta, controventata con un montante, rettangolare per circa metà apertura sino all'alettone, ellittica la parte esterna.

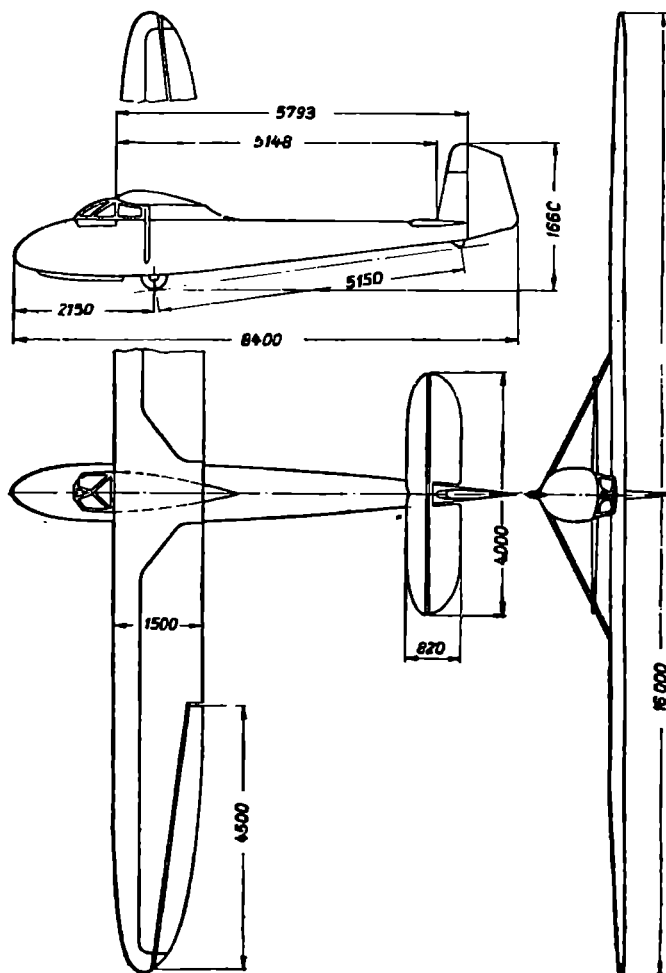


Fig. 76. - « Caudron C. 800 ».

Per il tratto rettangolare è stato adottato il profilo Gottinga 654, per la parte ellittica il profilo varia verso il Gottinga 676 all'estremità.

L'ala è in due pezzi, monolongherone con bordo d'attacco in compensato e con diagonale posteriore. Un longheroncino posteriore porta l'alettone.

La fusoliera è a sezione ovale a guscio in compensato con capottina chiusa. È munita di una ruota fissa con freno posta dietro la verticale per il baricentro, e di un piccolo pattino anteriore.

Gli impennaggi sono a sbalzo con superfici fisse rivestite in compensato e mobili in tela.

Il timone di direzione è compensato aerodinamicamente; il piano orizzontale, rettangolare con estremità paraboliche, è di grande superficie.



Fig. 77. — Biposto affiancato francese di recente costruzione, il « Caudron C. 800 ». (Da *Flugsport*).

Non giustificata in un velivolo di recente costruzione qual è il « C. 800 », la mancanza di diruttori che sono ormai elementi indispensabili nei veleggiatori.

Caratteristiche.

Apertura alare	m	16,—
Superficie	m ²	22,85
Allungamento		11,60
Lunghezza	m	8,40
Altezza	m	2,50
Peso a vuoto	kg	240,—
Carico utile	kg	180,—
Peso totale	kg	420,—
Carico alare	kg/m ²	19,—
Rapporto planata		21,8
Minima velocità di discesa	m/sec	0,80
Velocità orizzontale corrispondente	km/h	63,—

« Gull II » (Inghilterra)

La casa inglese Slingsby di Kirbymoorside, York, ha progettato e costruito nel 1939 questo biposto di alte caratteristiche destinato a voli di durata e distanza.

La disposizione con posti affiancati è stata preferita a quella in tandem perchè più confortevole per i piloti, per quanto a ciò si contrap-

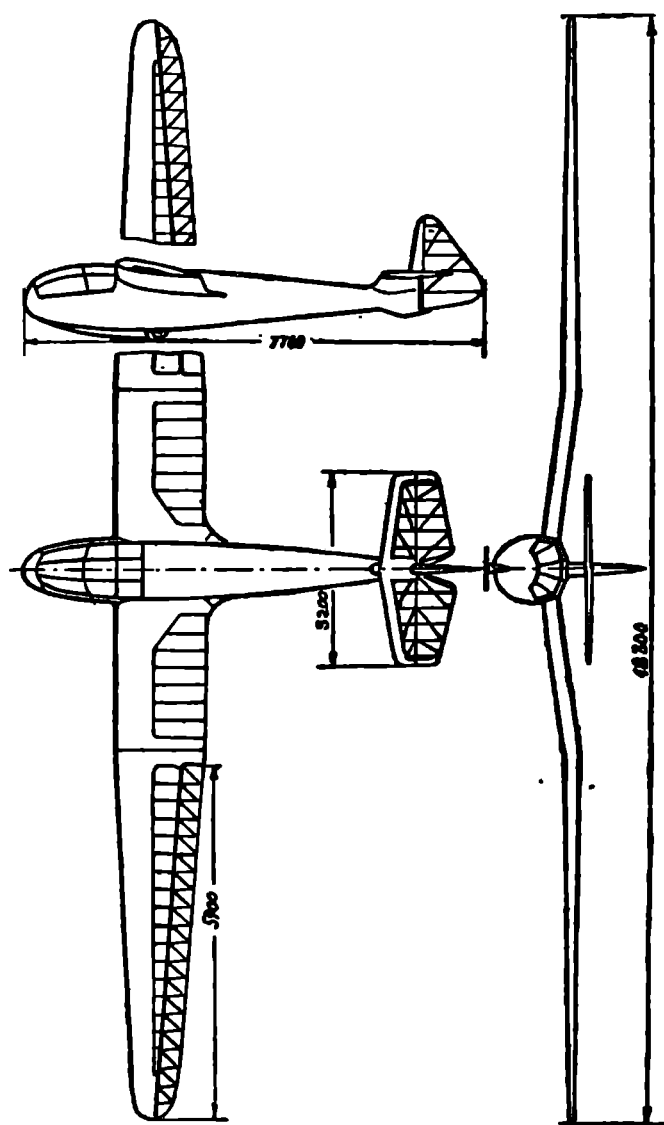


Fig. 78. - « Gull II ».

ponga la minor finezza della fusoliera data la maggior sezione maestra. L'ala media ad M appiattito, a sbalzo completo di buon allungamento, è rettangolare fino al gomito, trapezoidale con moderata rastremazione la parte esterna. Questa è interamente occupata dall'alettone, molto lungo, che è irrigidito torsionalmente con struttura diagonalata.

La fusoliera a sezione tondeggiante ha la prora profilata senza risalti con ampia capottina completamente scoperchiabile per un facile accesso ed eventuale lancio in volo.

Il piano orizzontale, a sbalzo, è situato in posizione elevata su di una piccola deriva sporgente dal dorso della fusoliera.

Gli organi di atterraggio sono costituiti dai pattini anteriore e posteriore e da una ruota fissa posta dietro il baricentro.

Caratteristiche.

Apertura alare	m	18,30
Superficie	m ²	23,—
Allungamento		14,50
Lunghezza	m	7,70
Peso a vuoto	kg	240,—
Carico utile	kg	175,—
Peso totale	kg	415,—
Carico alare	kg/m ²	18,—
Non sono noti i dati di volo.		

TABELLA RIASSUNTIVA CARATTERISTICHE VELIVOLI

(Secondo l'ordine alfabetico)

N.	VELIVOLO	Pag.	Aper- tura alare (m)	Allun- gimento alare λ	Carico alare (kg/m ²)	Velo- cità discesa m/sec	Rap- porto planata E	Anno costru- zione
1	Alcione B. S. 28 . .	33	14,50	15,—	17,50	0,75	22	1937
2	A. L. 3 Olimpico . .	42	15,—	16,—	18,—	0,78	25	1939
3	Arcore	56	15,30	15,90	17,60	0,70	24	1938
4	Asiago	26	13,70	14,80	16,50	0,80	20	1937
5	Canguro	98	19,20	17,—	21,30	0,60	30	1942
6	Cat. 15	17	10,70	7,80	11,20	1,—	15	1939
7	Cat. 28	75	17,—	15,—	15,—	0,60	26	1937
8	Cat. 28 B. P. . . .	97	18,20	15,80	19,50	0,65	26	1938
9	Caudron 800	106	16,—	11,60	19,—	0,80	21,8	1941
10	Caudron 810	30	14,—	12,50	15,10	0,65	22	1941
11	D. 30 «Cirrus» . . .	85	20,—	33,40	22,10	0,52	36	1938
12	Göevier	103	14,80	11,53	21,50	0,96	19	1938
13	Gull II	107	18,30	14,50	18,—	—	—	1939
14	Habicht	60	13,60	10,70	18,35	0,80	21	1936
15	Hutter 17	18	9,69	10,18	19,50	1,—	17	1936
16	Hutter 28	24	12,—	18,50	23,—	0,65	24	1936
17	King Kite	68	15,50	18,50	20,60	—	—	1936
18	Kranich	91	18,—	14,30	12,15	0,69	23,6	1936
19	Meise	36	15,—	15,—	17,35	0,71	25,5	1939
20	Milan	94	17,80	15,80	18,25	0,65	22	1937
21	Minimoa	65	17,—	15,20	18,40	0,65	26	1936
22	Merle	47	15,—	16,90	19,20	0,64	26	1939
23	Orlik	45	15,—	15,20	16,55	0,67	24	1938
24	Papero	50	15,—	15,30	18,40	0,65	25	1939
25	Pellicano	39	15,—	15,—	17,40	0,70	23,5	1939
26	Pinguino	54	15,30	15,—	17,70	0,70	25	1937
27	Pinocchio	88	18,50	19,—	17,80	0,50	33	1945
28	P. W. S. 101	81	19,—	19,—	16,—	0,65	26	1937
29	Reiher	78	19,—	18,60	16,65	0,52	33	1937
30	Rheinland	72	16,—	21,50	20,50	0,60	28	1938
31	S. Ambrogio	21	10,26	11,—	17,70	0,80	22	1938
32	Sparviero	63	16,14	14,80	23,50	0,80	23,5	1937
33	Spyr I Trainer	31	14,20	16,—	17,80	0,85	15,8	1940
34	Spyr IV	70	16,04	18,70	19,10	0,58	30	1940
35	S. G. 3/bis 36	77	17,30	18,70	14,20	0,64	25	1936
35	Turbine	82	18,50	21,40	21,—	0,54	30	1938

CAPITOLO TERZO

ELEMENTI DI AERODINAMICA

In questo capitolo tratteremo brevemente gli elementi fondamentali di aerodinamica necessari per lo studio del progetto in un aliante, presupponendo che il lettore abbia già qualche conoscenza in materia.

11. - *Forza aerodinamica.*

Un corpo immobile immerso in una corrente d'aria è soggetto ad una forza risultante di tutte le pressioni che su esso agiscono: tale risultante viene chiamata *forza aerodinamica* e si indica con la lettera F . Generalmente la sua direzione è diversa da quella della corrente (fig. 79).

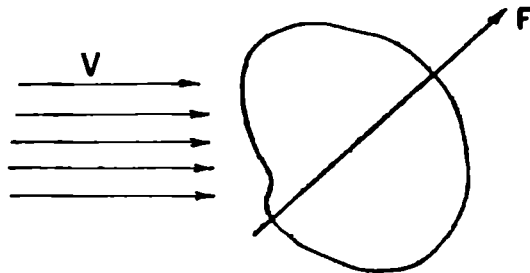


Fig. 79.

Se il corpo ha una forma simmetrica rispetto alla direzione della corrente, la forza aerodinamica F è anche essa nella stessa direzione (fig. 80).

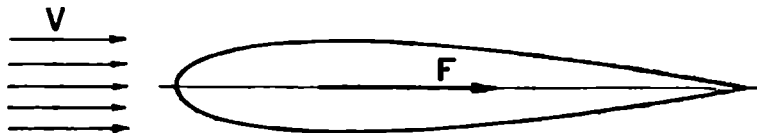


Fig. 80.

Sullo stesso corpo però, se è disposto con il suo asse di simmetria ruotato rispetto alla direzione della corrente di un angolo α (detto

incidenza), la forza F non è più nella direzione della corrente, ma forma con questa un angolo, in genere diverso da α (fig. 81).

Il fatto che la forza F non sia ora nella direzione della corrente

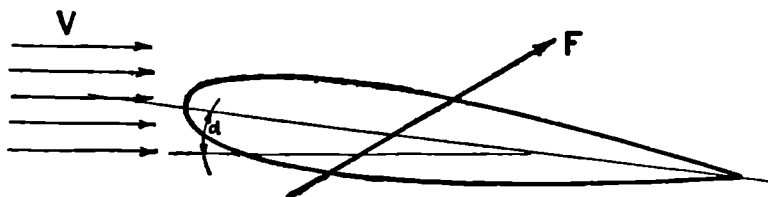


Fig. 81.

è dovuto alla differenza delle velocità dei filetti fluidi che passano sul dorso e sul ventre del corpo.

Il fenomeno fu studiato dal Magnus e si dimostra col *cilindro rotante di Flettner*.

Cilindro rotante. — Poniamo un cilindro in una corrente fluida. Questa produce su di esso una forza F nella sua stessa direzione in quanto il cilindro è simmetrico rispetto alla corrente (fig. 82).

Se ora lo facciamo ruotare intorno al suo asse, ad es. nel senso indicato in figura, le particelle del fluido a diretto contatto con la sua superficie sono trascinate per attrito (fig. 82-b); vedremo quindi che nella

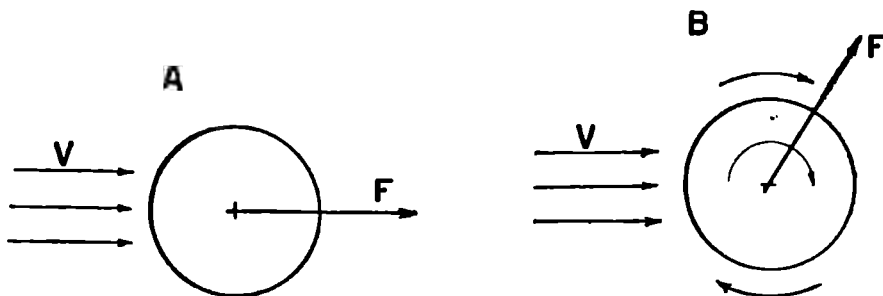


Fig. 82.

parte superiore le velocità della corrente e di trascinamento si sommano, nella parte inferiore si sottraggono.

Ne risulta perciò che la velocità del fluido è maggiore nella parte superiore che non nella parte inferiore.

Il moto dei filetti fluidi intorno al cilindro rotante è di conseguenza risultante dalla composizione di una traslazione nella direzione della corrente e da una rotazione dovuta al trascinamento (fig. 83).

La corrente dopo il cilindro è quindi spostata di un angolo i detto *angolo di induzione*.

Il valore della forza aerodinamica dipende da vari fattori e precisamente:

- dalla densità ρ dell'aria (massa dell'unità di volume);
- dalla superficie S del corpo considerato (generalmente ci si riferisce all'area di una sezione normale alla corrente);

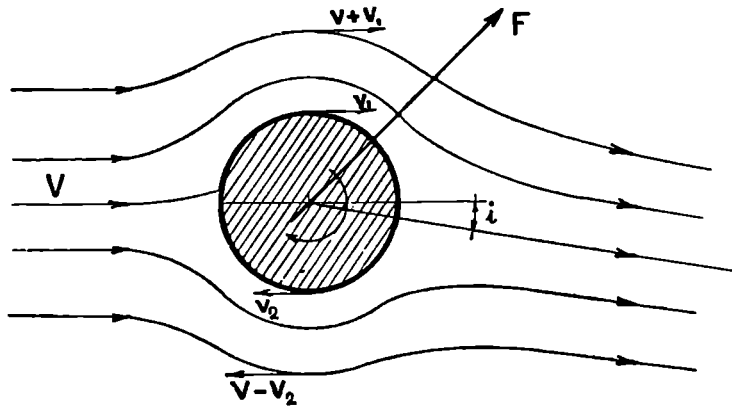


Fig. 83.

— dalla velocità V relativa (velocità della corrente rispetto al corpo);

— dalla forma del corpo e dalla sua orientazione rispetto alla direzione della corrente, fattore che indichiamo con C .

Analiticamente la dipendenza di F da questi fattori si esprime con la relazione:

$$F = C \cdot \rho \cdot S \cdot V^2 \quad (1)$$

in cui le unità di misura sono:

forza $F = \text{kg.};$

velocità $V = \text{m/sec.};$

superficie $S = \text{m}^2.;$

densità $\rho = \frac{\gamma}{g} = \frac{\text{kg. sec}^2}{\text{m}^4} ;$

C = coefficiente adimensionale.

Spesso si usa conglobare in un coefficiente K la costante della *pressione cinetica* ($\frac{1}{2} \rho \cdot V^2$) ad una data quota e il coefficiente C :

$$K = \frac{1}{2} \rho \cdot C$$

per cui la relazione che ci dà la F diventa:

$$F = K \cdot S \cdot V^2 \quad (1')$$

Noi però ci riferiremo sempre alla relazione (1) in cui il coefficiente C non sia legato alla densità ρ .

12. - Profili alari.

Sezioni di solidi particolarmente importanti per il loro comportamento sono i così detti *profili alari*. La loro forma è tale che il moto dell'aria intorno ad essi determina un campo di pressioni che si può considerare generato dalla sovrapposizione di un movimento traslatorio con uno rotatorio dei filetti fluidi, analogamente a quanto avviene per il cilindro ruotante di Flettner (fig. 84).

Avremo cioè che la corrente uniforme dell'aria subisce un aumento di velocità lungo il dorso del profilo ed un rallentamento lungo il ventre.

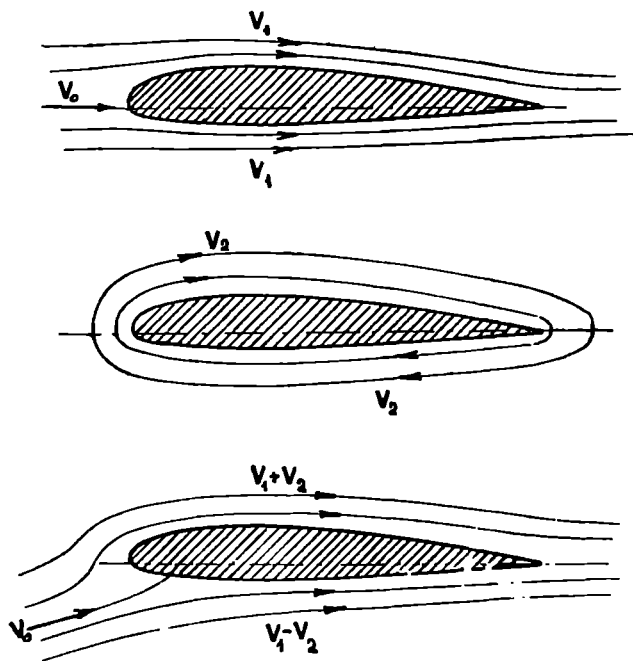


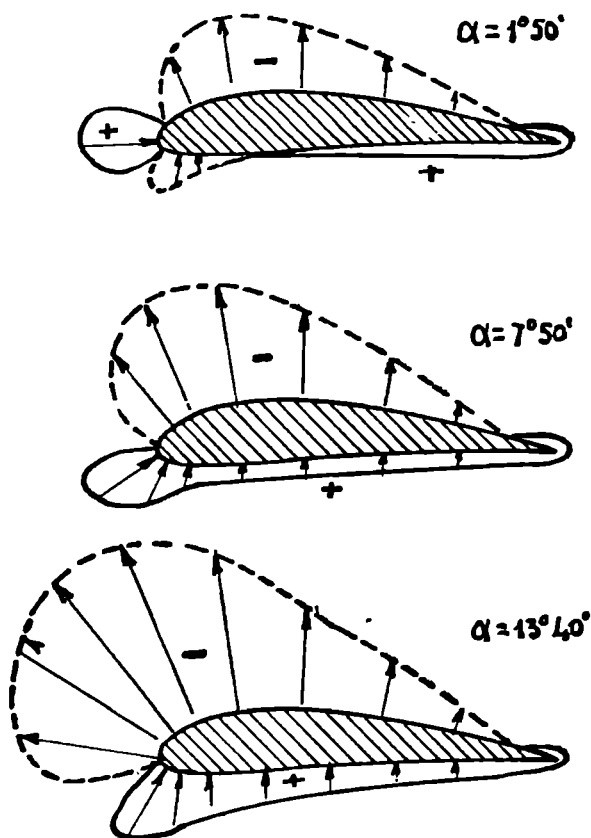
Fig. 84.

Per il ben noto teorema di Bernoulli abbiamo una diminuzione di pressione dove la velocità aumenta, cioè sul dorso, ed un aumento di pressione sul ventre dove la velocità diminuisce.

La forza aerodinamica F dipende perciò dalla pressione sul ventre del profilo e dalla depressione sul dorso, le quali variano con l'angolo di incidenza (fig. 85).

Come si vede in figura per il profilo Gottinga 389, la depressione sul dorso è maggiore della pressione sul ventre, alle normali incidenze di volo. Ciò significa che in un'ala la sustentazione è data, contrariamente a quello che potrebbe sembrare a prima vista, più per aspirazione sul dorso che per pressione sul ventre. In parole povere si può dire che un aeroplano vola non tanto appoggiandosi *sull'aria sottostante*, ma *aspirato dall'aria sovrastante*.

Questa constatazione sperimentale è stata di grande importanza per comprendere molti fenomeni del volo. Inoltre ciò va tenuto presente per il dimensionamento delle strutture e del rivestimento dell'ala specialmente per velivoli molto veloci, quali sono ad esempio i caccia.



GÖTTINGA 387

Fig. 85.

Portanza e resistenza. — Come abbiamo detto precedentemente, col nome di profilo alare si indica una sezione di solidi particolari detti *ali*, e precisamente sezione con un piano verticale parallelo all'asse longitudinale del velivolo.

Consideriamo la forza F in questo piano e scomponiamola secondo due direzioni: una normale alla direzione della velocità relativa ed una ad essa parallela (fig. 86).

Chiameremo *portanza* P la prima componente e *resistenza* R la seconda.

La portanza P è quella che equilibrando il peso Q permette il volo dinamico.

Analogamente a quanto abbiamo visto per la forza F , la portanza e la resistenza sono espresse dalle relazioni:

$$P = C_p \cdot \varrho \cdot S \cdot V^2 \quad (2)$$

$$R = C_r \cdot \varrho \cdot S \cdot V^2 \quad (3)$$

in cui i coefficienti C_p e C_r adimensionali, sono chiamati rispettivamente *coefficiente di portanza* e *coefficiente di resistenza*. Spesso però per brevità di linguaggio si chiamano anche semplicemente portanza e resistenza.

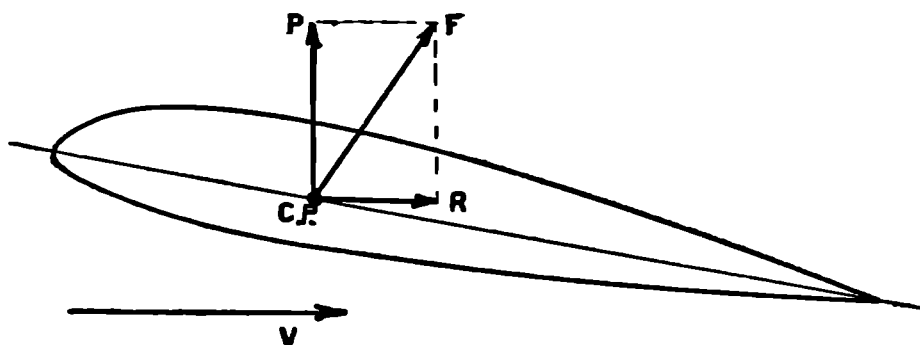


Fig. 86.

Questi coefficienti vengono ricavati sperimentalmente nei laboratori d'aerodinamica per mezzo delle cosiddette *gallerie del vento* in base al principio di reciprocità degli effetti; cioè l'azione che una corrente di velocità V esercita su di un corpo immobile è uguale a quella che deriva dal movimento del corpo con velocità V in ambiente d'aria in quiete.

Il modello d'ala del profilo in esame viene sospeso ad un sistema di bilancie le quali registrano le forze che si sviluppano sul modello per effetto del vento.

Variando le dimensioni del modello e la velocità della corrente variano le forze che su esso agiscono.

I risultati vengono quindi ridotti ad un modello di superficie unitaria e per velocità unitaria. Le unità di misura sono il m^2 per la superficie e il m/sec per la velocità.

I valori così ridotti sono quindi indipendenti dalle dimensioni del modello e dalla velocità V e cioè sono adimensionali.

Va notato però che le cose non sono così semplici come è stato detto. I rilievi dati dalle bilancie richiedono un gran numero di correzioni dipendenti sia dalla caratteristica della galleria sia dal *numero di Reynolds* a cui si è sperimentato il modello.

Non entriamo qui in argomento perchè il campo è vastissimo e il trattarlo richiederebbe spazio e tempo più di quanto è consentito alla utilità ed al fine di queste nostre note.

Centro di pressione. — Si chiama convenzionalmente centro di pressione l'intersezione della risultante aerodinamica F con la corda alare, e si indica con C. P. (fig. 87).

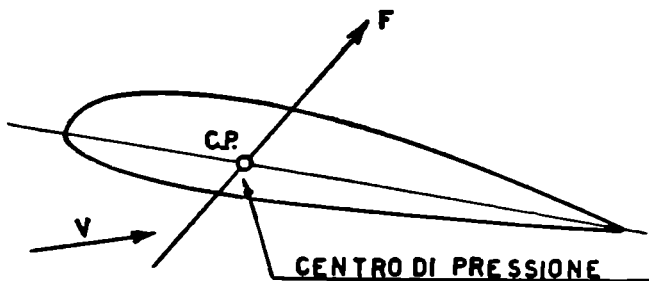


Fig. 87.

Abbiamo finora visto come la forza F sia individuata in grandezza direzione e verso come risultante di P e R . Per quanto riguarda il suo punto d'applicazione centro di pressione, le cose non sono tanto semplici.

Infatti la forza F per certe incidenze di bassa portanza non interseca più la corda del profilo e quindi il C. P. non è più individuabile. Vedremo in seguito come si ovvia a questa indeterminatezza.

Angolo di incidenza. — Abbiamo detto precedentemente che le pressioni e depressioni, cioè la forza aerodinamica F , ed in ultima analisi P ed R che a noi interessano, variano con l'angolo formato dal solido

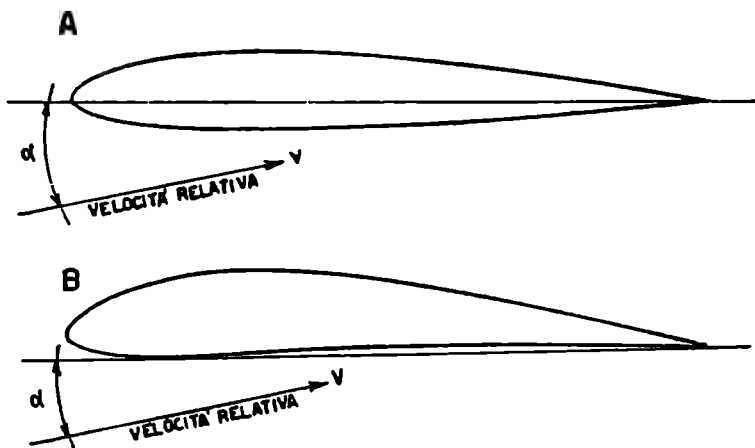


Fig. 88.

con la direzione del vento relativo. Occorre quindi definire quest'angolo. Convenzionalmente ci si riferisce o alla retta tangente al profilo o alla congiungente il bordo d'attacco con quello di uscita — corda del profilo.

Il N.A.C.A. americano usa generalmente riferire gli angoli alla congiungente le estremità del profilo (fig. 88-A), mentre Gottinga ed altri laboratori usano più spesso riferirsi alla bitangente (fig. 88-B).

Tale angolo così definito si dice *angolo d'incidenza* e s'indica con la lettera α^0 (in gradi sessagesimali).

Efficienza. — Molto importante aerodinamicamente è il rapporto tra la portanza P e la resistenza R , detto *efficienza*, che si indica con la lettera E .

Questo rapporto $\frac{P}{R} = E$ è pure uguale a C_p/C_r infatti:

$$E = \frac{P}{R} = \frac{C_p \cdot \varrho \cdot S \cdot V^2}{C_r \cdot \varrho \cdot S \cdot V^2} = \frac{C_p}{C_r} \quad (4)$$

Fisicamente l'*efficienza rappresenta il peso che può essere sollevato con trazione unitaria*. È ovvio quindi come si cerchi di ottenere sempre il massimo valore di E riducendo al minimo la resistenza R .

L'efficienza $E = C_p/C_r$ migliora sensibilmente con l'aumentare dell'allungamento, come vedremo meglio in seguito.

I valori sperimentali C_p , C_r , E dei profili alari ottenuti alle gallerie del vento, sono generalmente per allungamenti $\lambda = 5$ o 6 .

13. - Diagrammi.

Per facilitare la consultazione si usa riportare questi valori in diagrammi *ortogonali* o *polari* in modo d'avere un'immediata visione delle caratteristiche di un profilo. In questi diagrammi data la piccolezza dei coefficienti C_p e C_r , sempre minori dell'unità, si portano i valori moltiplicati per 100 ottenendo così i valori 100 C_p e 100 C_r .

Diagrammi ortogonali. — Nei diagrammi ortogonali i coefficienti C_p e C_r ed E sono in funzione dell'angolo d'incidenza α .

Sull'asse delle ordinate sono riportate le scale di C_p , C_r , E ; sull'asse delle ascisse la scala delle incidenze α .

Si hanno quindi tre curve relative rispettivamente a C_p , C_r ed E .

Per avere il valore delle caratteristiche ad una data incidenza, per esempio $\alpha = 6^0$, si traccia una verticale per il punto della scala delle incidenze per il valore detto, e per i punti d'intersezione di questa verticale con le tre curve si tracciano delle orizzontali che sulle relative scale determinano i valori di C_p , C_r ed E cercati (fig. 89).

Diagrammi polari. — Nei diagrammi polari abbiamo lungo l'asse delle ascisse la scala dei C_r e lungo l'asse delle ordinate quella del C_p .

I valori di C_p e C_r sono dati da una sola curva detta *polare del profilo* sulla quale sono segnate le incidenze α (fig. 90).

Centro di pressione. — Si chiama convenzionalmente centro di pressione l'intersezione della risultante aerodinamica F con la corda alare, e si indica con C. P. (fig. 87).

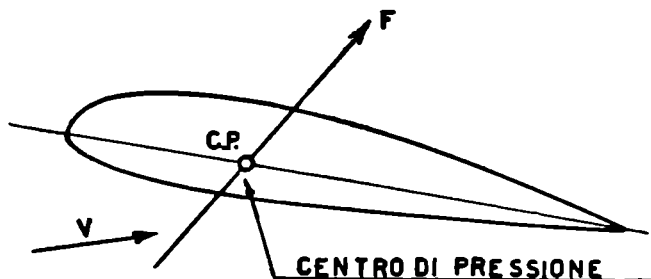


Fig. 87.

Abbiamo finora visto come la forza F sia individuata in grandezza direzione e verso come risultante di P e R . Per quanto riguarda il suo punto d'applicazione centro di pressione, le cose non sono tanto semplici.

Infatti la forza F per certe incidenze di bassa portanza non interseca più la corda del profilo e quindi il C. P. non è più individuabile. Vedremo in seguito come si ovvia a questa indeterminatezza.

Angolo di incidenza. — Abbiamo detto precedentemente che le pressioni e depressioni, cioè la forza aerodinamica F , ed in ultima analisi P ed R che a noi interessano, variano con l'angolo formato dal solido

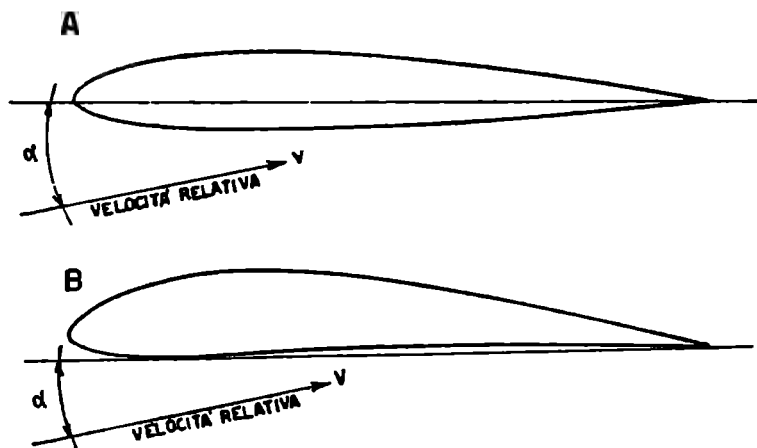


Fig. 88.

con la direzione del vento relativo. Occorre quindi definire quest'angolo. Convenzionalmente ci si riferisce o alla retta tangente al profilo o alla congiungente il bordo d'attacco con quello di uscita — corda del profilo.

Il N.A.C.A. americano usa generalmente riferire gli angoli alla congiungente le estremità del profilo (fig. 88-A), mentre Gottinga ed altri laboratori usano più spesso riferirsi alla bitangente (fig. 88-B).

Tale angolo così definito si dice *angolo d'incidenza* e s'indica con la lettera α^0 (in gradi sessagesimali).

Efficienza. — Molto importante aerodinamicamente è il rapporto tra la portanza P e la resistenza R , detto *efficienza*, che si indica con la lettera E .

Questo rapporto $\frac{P}{R} = E$ è pure uguale a C_p/C_r infatti:

$$E = \frac{P}{R} = \frac{C_p \cdot \varrho \cdot S \cdot V^2}{C_r \cdot \varrho \cdot S \cdot V^2} = \frac{C_p}{C_r} \quad (4)$$

Fisicamente l'*efficienza rappresenta il peso che può essere sollevato con trazione unitaria*. È ovvio quindi come si cerchi di ottenere sempre il massimo valore di E riducendo al minimo la resistenza R .

L'efficienza $E = C_p/C_r$ migliora sensibilmente con l'aumentare dell'allungamento, come vedremo meglio in seguito.

I valori sperimentali C_p , C_r , E dei profili alari ottenuti alle gallerie del vento, sono generalmente per allungamenti $\lambda = 5$ o 6 .

13. - Diagrammi.

Per facilitare la consultazione si usa riportare questi valori in diagrammi *ortogonali* o *polari* in modo d'avere un'immediata visione delle caratteristiche di un profilo. In questi diagrammi data la piccolezza dei coefficienti C_p e C_r , sempre minori dell'unità, si portano i valori moltiplicati per 100 ottenendo così i valori 100 C_p e 100 C_r .

Diagrammi ortogonali. — Nei diagrammi ortogonali i coefficienti C_p e C_r ed E sono in funzione dell'angolo d'incidenza α .

Sull'asse delle ordinate sono riportate le scale di C_p , C_r , E ; sull'asse delle ascisse la scala delle incidenze α .

Si hanno quindi tre curve relative rispettivamente a C_p , C_r ed E .

Per avere il valore delle caratteristiche ad una data incidenza, per esempio $\alpha = 6^0$, si traccia una verticale per il punto della scala delle incidenze per il valore detto, e per i punti d'intersezione di questa verticale con le tre curve si tracciano delle orizzontali che sulle relative scale determinano i valori di C_p , C_r ed E cercati (fig. 89).

Diagrammi polari. — Nei diagrammi polari abbiamo lungo l'asse delle ascisse la scala dei C_r e lungo l'asse delle ordinate quella del C_p .

I valori di C_p e C_r sono dati da una sola curva detta *polare del profilo* sulla quale sono segnate le incidenze α (fig. 90).

Per determinare questi valori ad una data incidenza, per esempio $\alpha = 6^\circ$, per il punto della curva corrispondente all'incidenza fissata, si tracciano due rette una verticale ed una orizzontale che intersecano rispettivamente le scale di C_r e C_p , determinando su di esse i valori cercati.

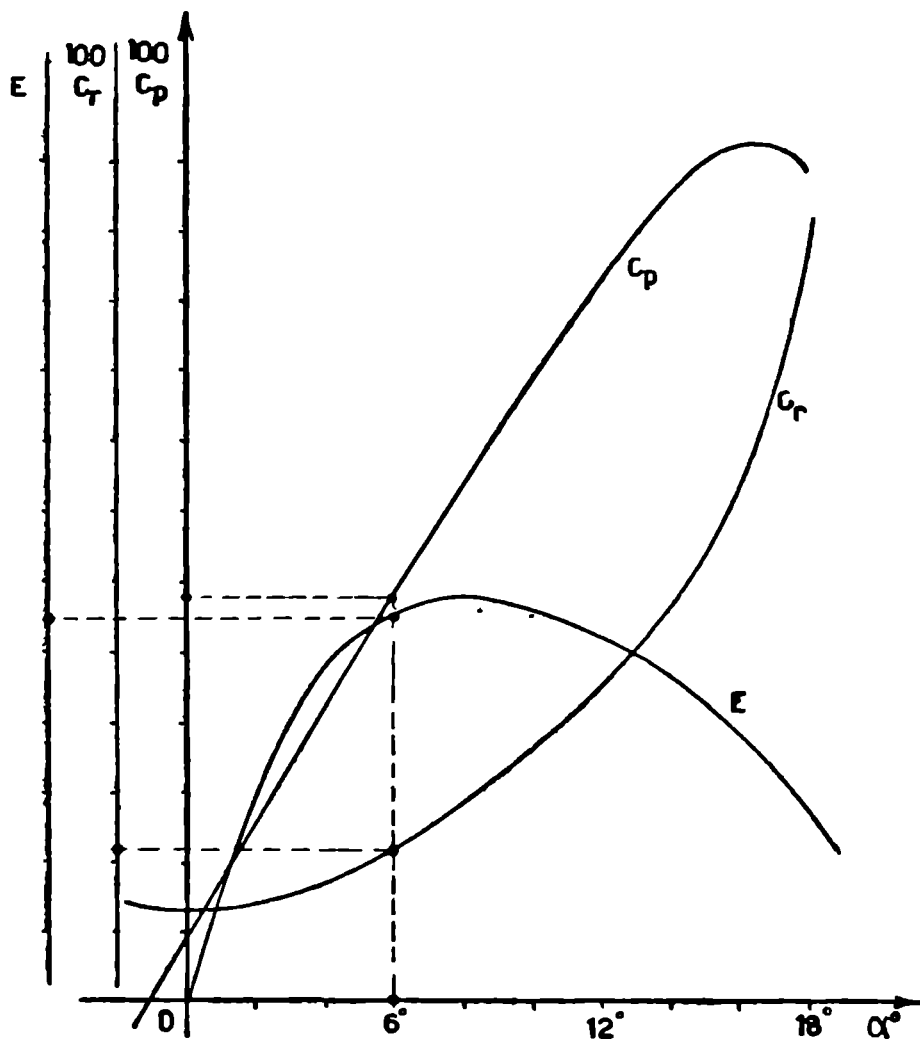


Fig. 89.

Una particolarità della polare è che il punto di tangenza su di essa con una retta condotta dall'origine individua l'incidenza di massima efficienza.

Spesso, nel diagramma polare, si parla di *assetto* ad un dato valore di C_p , riferendosi appunto alla portanza invece che alla incidenza e ciò è più appropriato in quanto gli angoli di incidenza sono relativi ad una retta presa convenzionalmente ad arbitrio. Sarebbe più esatto parlare di *incidenze assolute* cioè *relative ad un asse del profilo coincidente colla direzione del vento per portanza nulla*.

Ma noi, seguendo la consuetudine, ci riferiremo sempre alle incidenze secondo la definizione prima detta e cioè relative alla corda od alla tangente del profilo.

Nel diagramma polare è rappresentata anche l'efficienza E in fun-

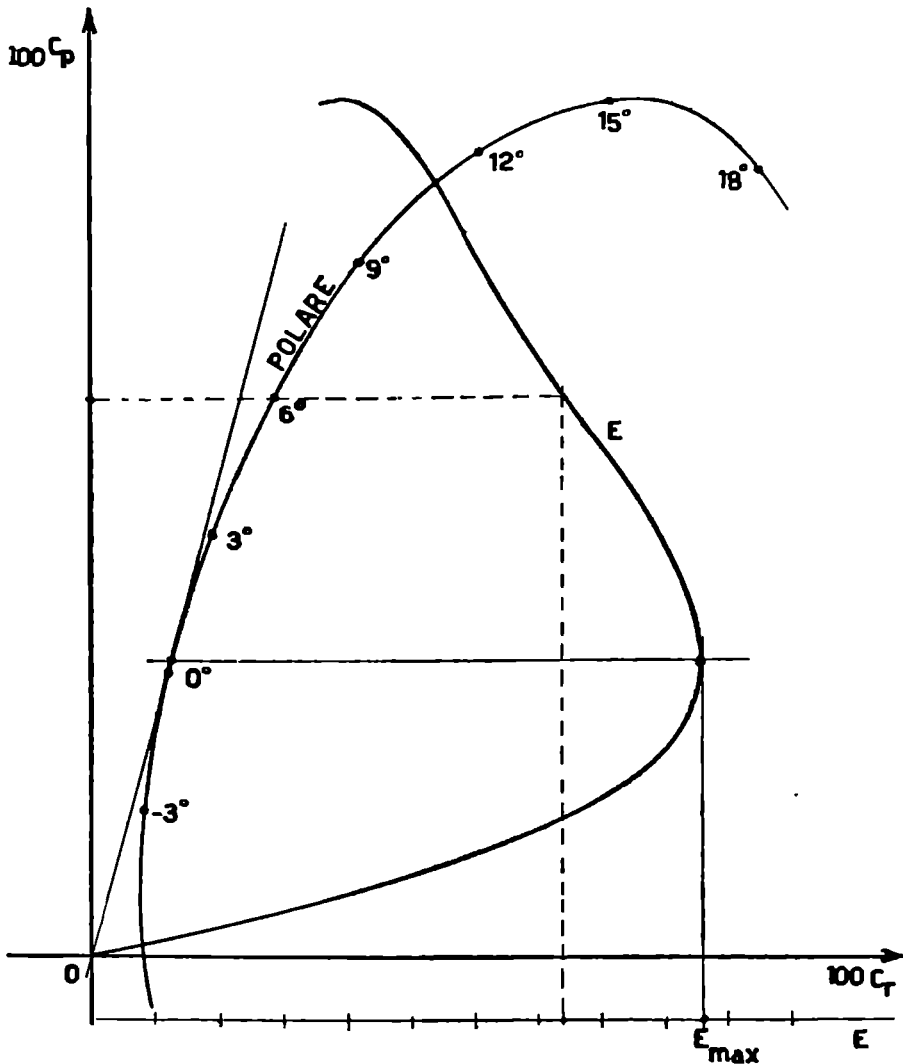


Fig. 90.

zione di C_p . Ad una data incidenza, o meglio ad un dato assetto, il suo valore si ottiene conducendo per la polare una orizzontale che interseca la curva della E . Per questo punto d'intersezione si conduce una verticale che ci dà sulla scala il valore cercato (vedi figura).

Il diagramma polare dà una visione più immediata delle caratteristiche di un profilo poichè basta l'osservazione di una sola curva. Quanto più la polare è vicina all'asse delle ordinate e più è raddrizzata tanto migliori sono le caratteristiche del profilo.

14. - Momento di un profilo.

Per ovviare all'indeterminatezza della posizione del centro di pressione, si ricorre alla determinazione del momento della forza aerodinamica F rispetto ad un punto qualsiasi del profilo. Convenzionalmente ci si riferisce al bordo d'attacco.

La determinazione del momento, e quindi del coefficiente di momento C_m , si eseguisce alla galleria del vento analogamente a quanto si fa per la portanza e resistenza.

Il momento M vale:

$$M = C_m \cdot \varrho \cdot S \cdot V^2 \cdot l \quad (5)$$

in cui

l = corda del profilo;

C_m = coefficiente adimensionale da determinare.

Ricavato il valore di M mediante le pesate alla galleria, il coefficiente C_m risulta:

$$C_m = \frac{M}{\varrho \cdot S \cdot V^2 \cdot l} \quad (6)$$

dove M è espresso in kgm, e l in m.

Vediamo ora come, noto il momento, si ricavi la posizione del C. P.

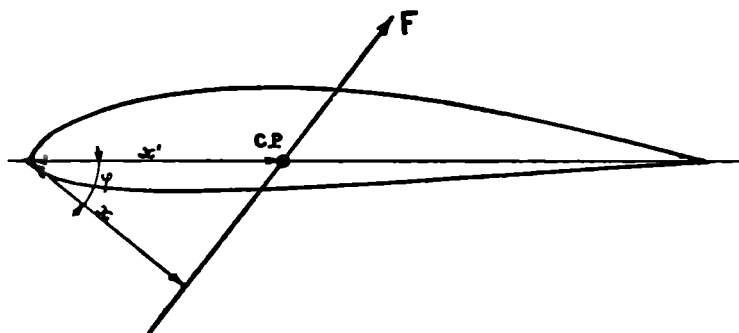


Fig. 91.

Consideriamo la forza F ed il suo momento rispetto al bordo d'attacco (fig. 91).

Possiamo ricavare il braccio x della F poichè:

$$M = F \cdot x$$

da cui:

$$x = M/F$$

La posizione di C. P. è data da x' che vale:

$$x' = \frac{x}{\cos \varphi}$$

Ma per i normali angoli d'incidenza l'angolo φ risulta molto piccolo, per cui si può sostituire P ad F . Si ha quindi:

$$x' = \frac{M}{P}$$

e sostituendo a M e P le loro espressioni si ha:

$$x' = \frac{\rho \cdot S \cdot V^2 \cdot C_m \cdot l}{\rho \cdot S \cdot V^2 \cdot C_p} = \frac{C_m \cdot l}{C_p}$$

Se vogliamo avere la posizione del C. P. in per cento della corda, come si fa comunemente, non avremo che da dividere per la corda stessa l l'espressione precedente. Avremo cioè:

$$\frac{x'}{l} = \frac{C_m}{C_p} \quad (7)$$

In definitiva possiamo dire che *la posizione in per cento della corda del centro di pressione* di un profilo ad una data incidenza, è data dal rapporto fra il coefficiente di momento C_m e quello di portanza C_p relativi a quell'incidenza.

15. - Curva di momento. Sue proprietà.

La curva di momento viene rappresentata nello stesso diagramma polare in funzione del coefficiente di portanza (fig. 92).

Questa curva è praticamente una retta fino quasi al valore della portanza massima.

Di particolare importanza relativamente alla stabilità del profilo è il valore del coefficiente di momento relativo alla portanza nulla, $C_p = 0$, cioè l'intercetta sull'asse delle ascisse, che viene indicato con C_{m0} .

La posizione del centro di pressione può essere determinata anche graficamente nel diagramma polare in base alla curva di momento.

Per un dato valore di C_p si traccia una retta orizzontale e si prende, a partire dall'asse delle ordinate, un segmento di ugual valore di C_m . Ad es. $100 C_p = 30$, $100 C_m = 30$.

Questo segmento viene detto *corda di riferimento* (fig. 93).

Per determinare la posizione di C. P. ad un dato assetto, cioè ad un dato valore di C_p , si conduce una orizzontale per C_p considerato, che interseca la curva C_m in un punto A . La congiungente l'origine O col punto A , o il suo prolungamento, interseca la corda di riferimento in un punto che rappresenta il centro di pressione C. P.

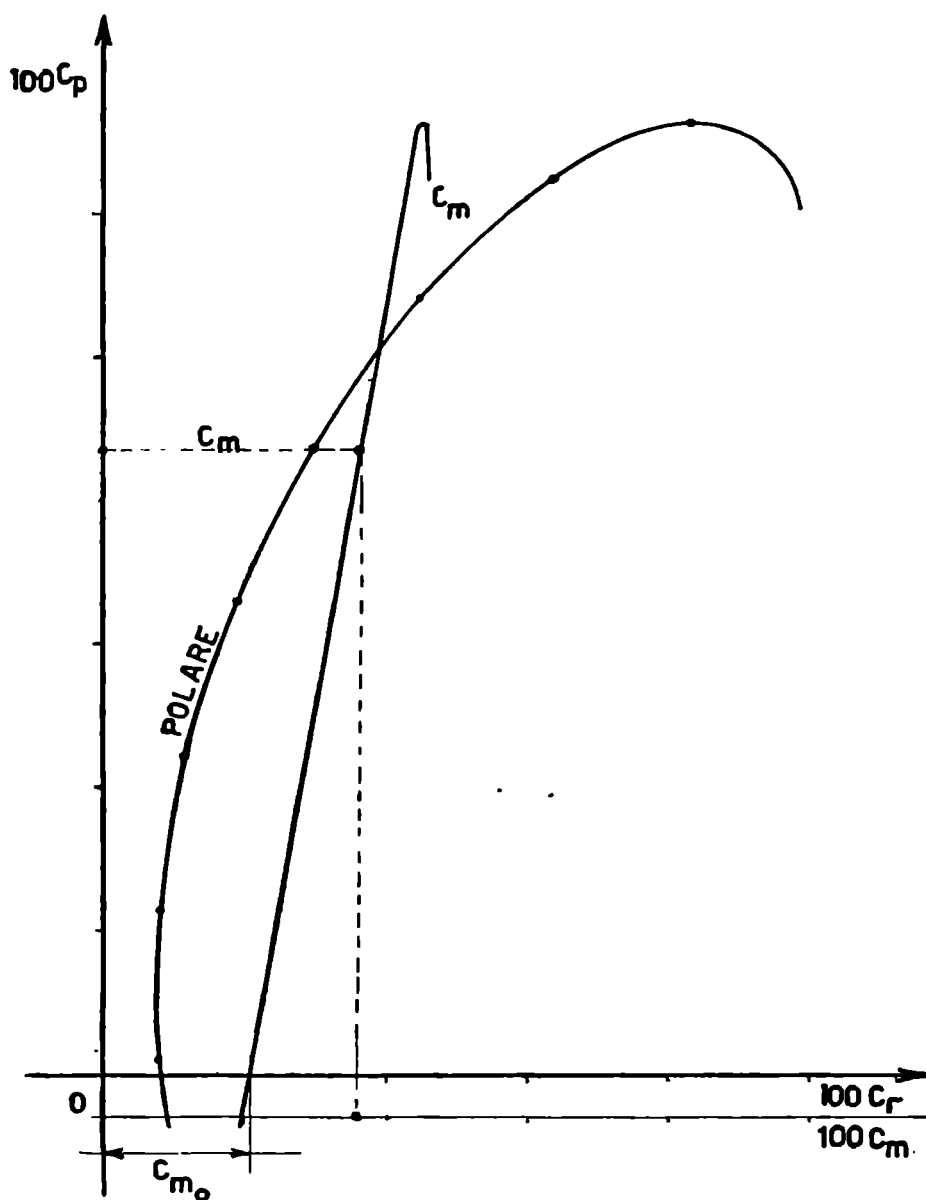


Fig. 92.

Grado di stabilità di un profilo. — La costruzione grafica precedente ci permette importanti considerazioni riguardo alla stabilità di un profilo.

Si possono presentare tre casi:

- A) la curva di momento interseca l'asse delle ascisse a destra dell'origine;
- B) la curva passa per l'origine;
- C) la curva interseca l'asse delle ascisse a sinistra dell'origine.

Caso A. — In questo caso la curva di momento interseca l'asse delle ascisse con un valore di C_{m0} positivo (fig. 94).

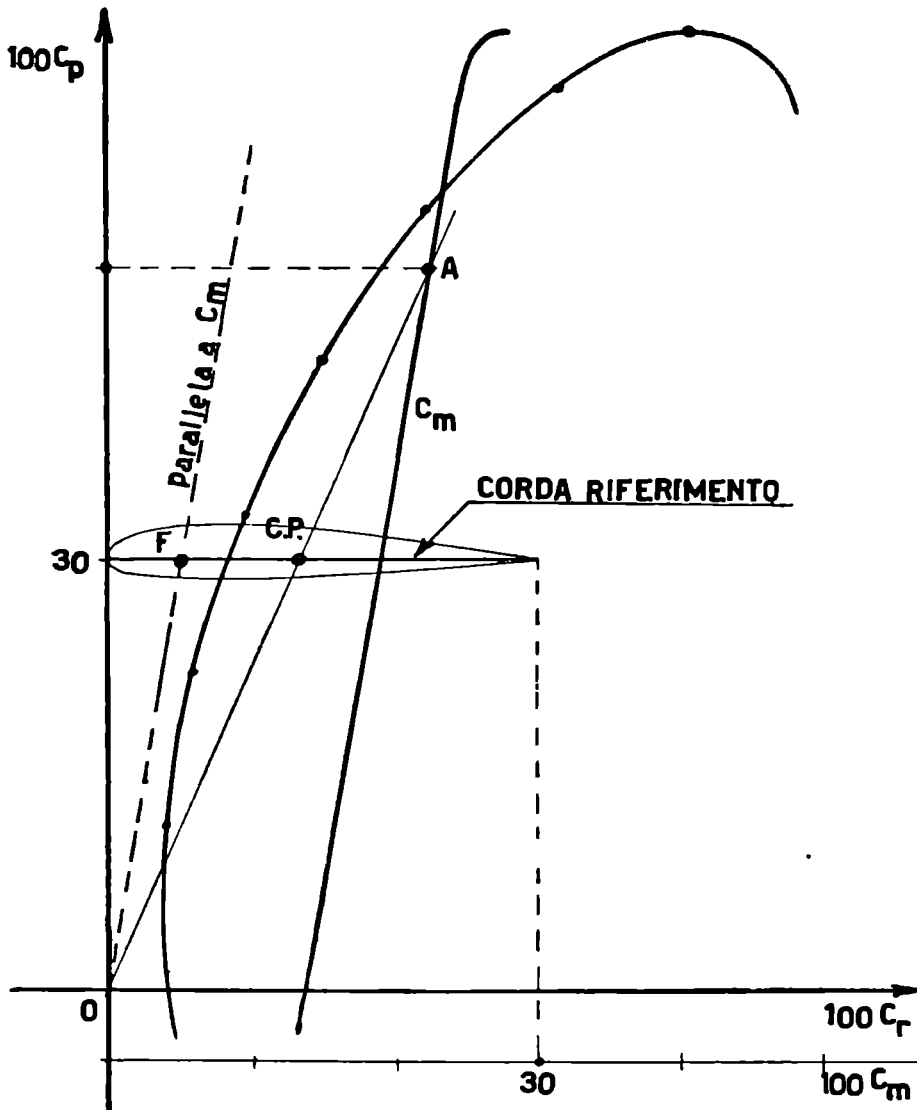


Fig. 93.

Determiniamo, con il procedimento prima visto, la posizione di C. P. per un valore di bassa portanza che indichiamo con A , posizione d'equilibrio.

Se supponiamo ora di variare l'assetto, ad esempio aumentando l'incidenza portandoci quindi a portanze più alte (punto B della curva di momento) vediamo che il centro di pressione ($C.' P.'$) si è spostato verso il bordo d'attacco: *il suo spostamento favorisce quindi la variazione di incidenza avvenuta.*

Inversamente se l'incidenza diminuisce, il C. P. si sposta verso il bordo d'uscita favorendo ugualmente la variazione d'assetto.

Quindi in un profilo in cui C_{m0} sia positivo, il centro di pressione

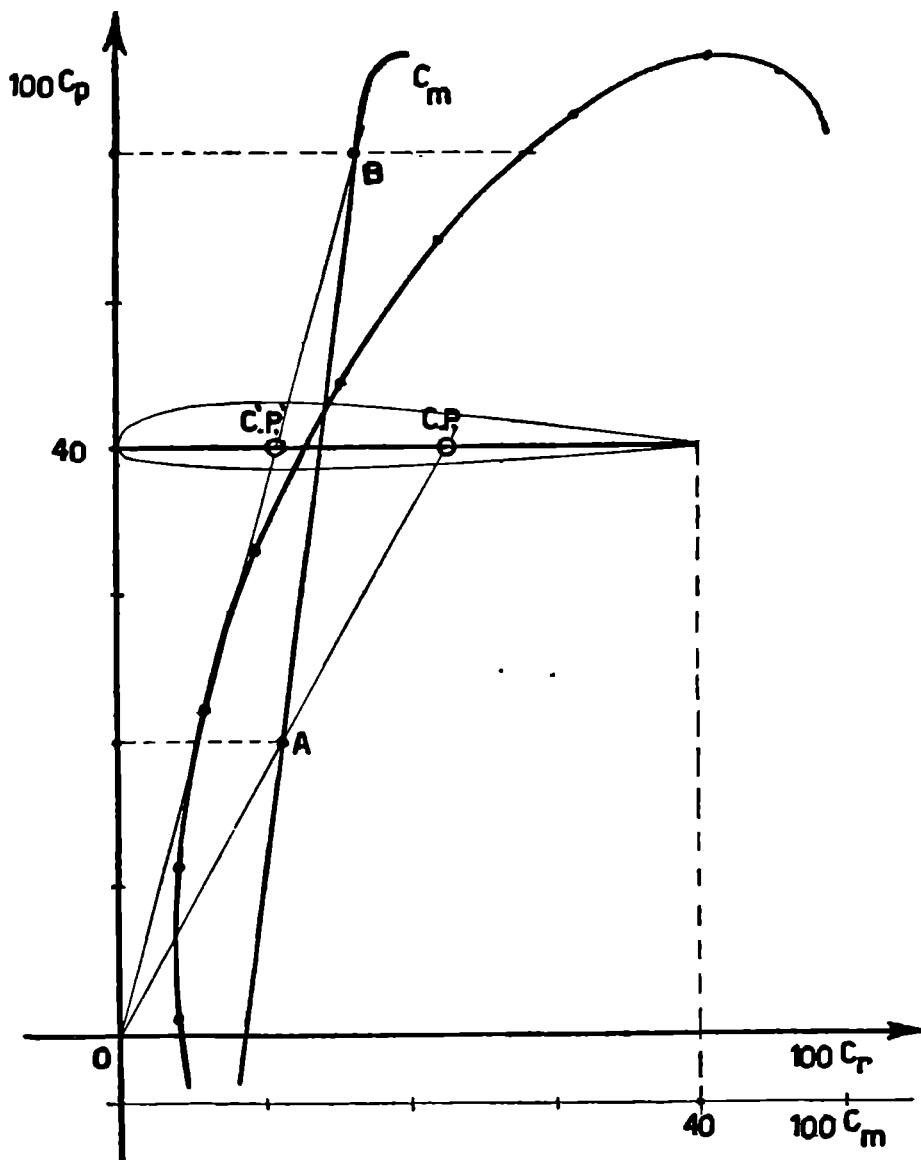


Fig. 94.

si sposta, per una variazione d'assetto, in modo tale da aumentare la variazione stessa.

Se ne deduce che un profilo con tale caratteristica è *instabile* perchè la variazione d'assetto provoca un allontanamento sempre crescente dalla posizione iniziale di equilibrio.

Caso B. — Come già detto abbiamo per $C_p = 0$ $C_{m0} = 0$: cioè la curva di momento passa per l'origine (fig. 95).

Dalla costruzione grafica ormai nota, si constata che per qualunque assetto, la posizione del C. P. è invariata e coincide con il *fuoco* del profilo per il tratto in cui la curva di momento è rettilinea. In questo caso quindi la variazione di assetto non è nè favorita nè ostacolata.

Un profilo con tale caratteristica è ad equilibrio *indifferente*.

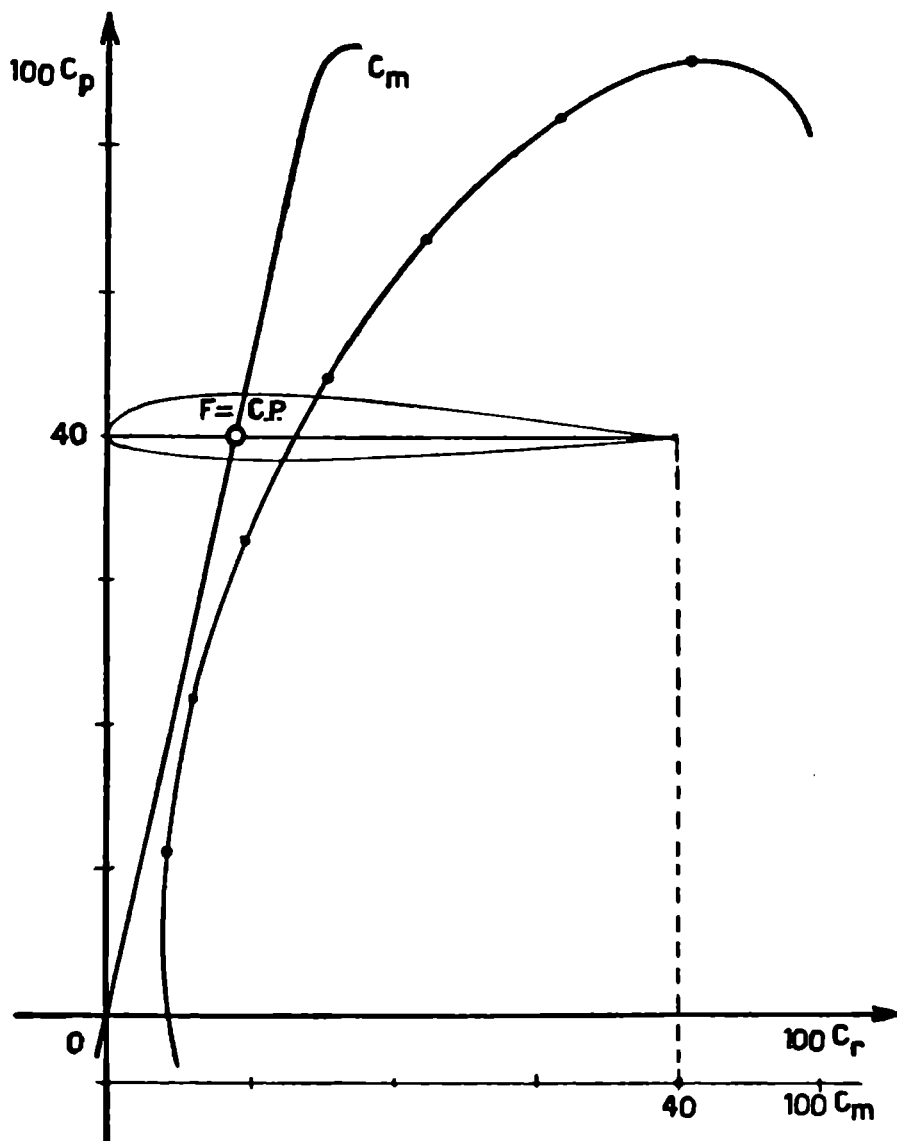


Fig. 95.

Caso C. — Consideriamo infine questa terza condizione. Per portanza nulla C_{m0} è negativo. Il comportamento del centro di pressione è quindi opposto a quello del caso A. Cioè ad una variazione dell'incidenza, lo spostamento è tale da opporsi alla variazione stessa. Per aumenti d'incidenza il C. P. si sposta verso il bordo d'uscita e viceversa per diminuzioni (fig. 96).

In queste condizioni perciò il profilo è *stabile*.

Tutti i profili alari comunemente impiegati hanno però un comportamento come nel caso *A*: essi sono perciò instabili. Sono invece indifferenti i profili biconvessi simmetrici che si comportano come nel caso *B*. Questi vengono impiegati generalmente per i piani di coda.

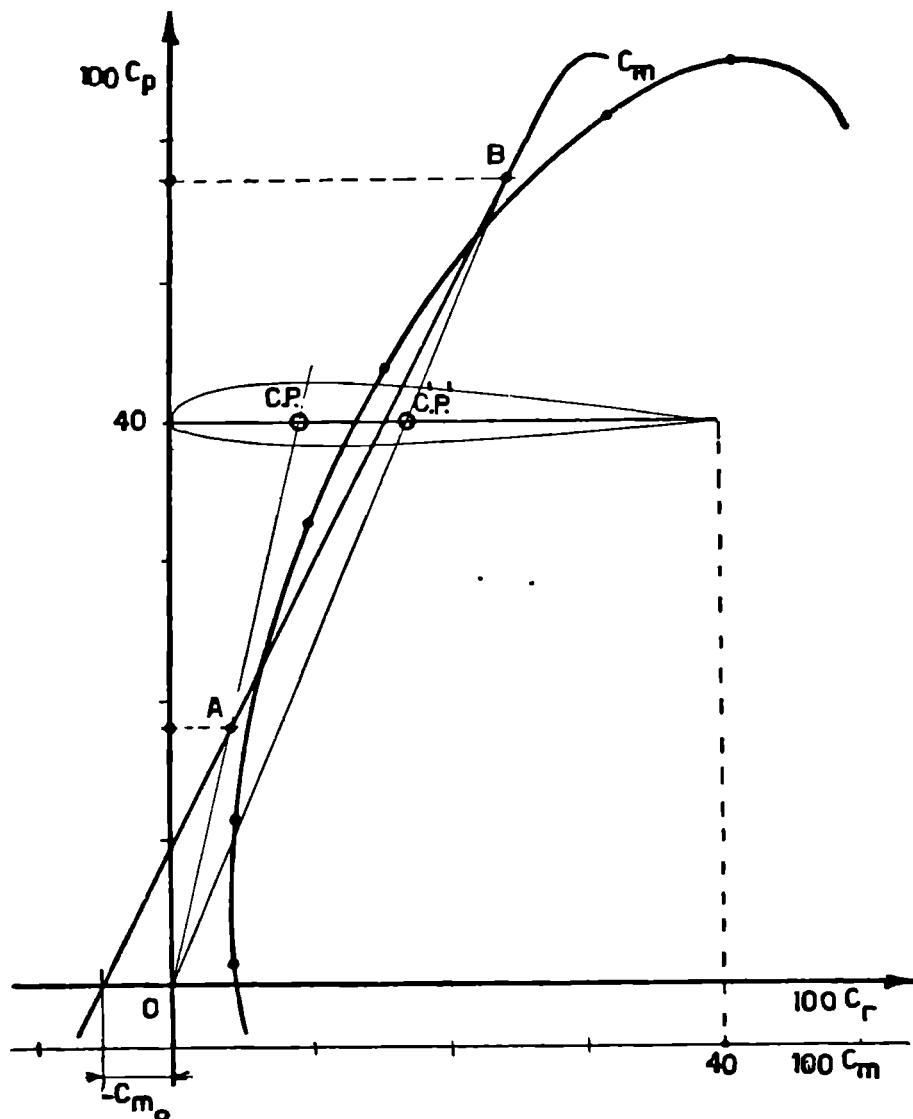


Fig. 96.

Si comportano invece come nel terzo caso le superfici piane che sono perciò stabili, ma logicamente non servono per la costruzione di ali, sia per l'impossibilità di ottenere la robustezza strutturale, sia per i bassi valori della portanza e dell'efficienza.

Esistono anche dei profili che si comportano come le superfici piane, e sono detti perciò *autostabili*, ma vengono usati in qualche caso

solo per estremità alari date le loro mediocri caratteristiche aerodinamiche.

L'instabilità è massima nei profili concavo convessi con forte curvatura del ventre e diminuisce passando a curvatura minore nei piani convessi e biconvessi asimmetrici fino ad annullarsi nei biconvessi simmetrici, come si è già visto.

La misura dell'instabilità di un profilo è in conclusione dipendente dallo spostamento del centro di pressione con le variazioni d'incidenza. Nei normali assetti di volo la posizione del C. P. varia fra il 25-45 % della corda nei consueti profili alari; nei profili biconvessi simmetrici dei piani di coda è in genere al 25 %.

Ricapitolando quanto si è visto si può affermare che dall'analisi della curva di momento si può avere con immediatezza un concetto esatto dell'instabilità di un profilo: *quanto più vicino all'origine la curva di momento taglia l'asse delle ascisse (cioè C_{m0} piccolo) e tanto più essa è raddrizzata, tanto minore risulta l'instabilità del profilo.*

Momento baricentrico. — Supponiamo ora di voler trovare il momento, non rispetto al bordo d'attacco, ma rispetto ad un punto qualsiasi sulla corda del profilo, ad esempio il punto G , relativamente ad un dato assetto corrispondente al punto A della curva di momento (fig. 97).

Congiunti i punti G ed A con l'origine O , il prolungamento del segmento $\overline{OA}$ determina sulla retta di riferimento il centro di pressione C. P., mentre il segmento $\overline{OG}$ incontra l'orizzontale condotta per A in B . Il segmento $\overline{AB}$ rappresenta, nella scala di C_m , il momento della forza aerodinamica all'assetto considerato rispetto al punto G .

Infatti se indichiamo con x_g la distanza dal bordo d'attacco del punto G , e con x_p quella di C. P. per similitudine fra i triangoli MOG ed NOB , MOP ed NOA , si ha:

$$\frac{x_p}{x_p - x_g} = \frac{\overline{NA}}{\overline{BA}}$$

Ma nel diagramma $\overline{NA}$ è appunto il momento C_m rispetto al bordo d'attacco, e $\overline{BA}$ è quello C_{mg} rispetto al punto G .

Se in particolare il punto G è il baricentro del velivolo, rispetto al quale occorre determinare i momenti, questi si ottengono semplicemente congiungendo l'origine O con il baricentro G sulla corda di riferimento; il segmento orizzontale compreso fra le rette predette e la curva di momento ci dà il *momento baricentrico* a quell'assetto.

La retta considerata, partente dall'origine e passante per il baricentro G è detta *retta baricentrica*.

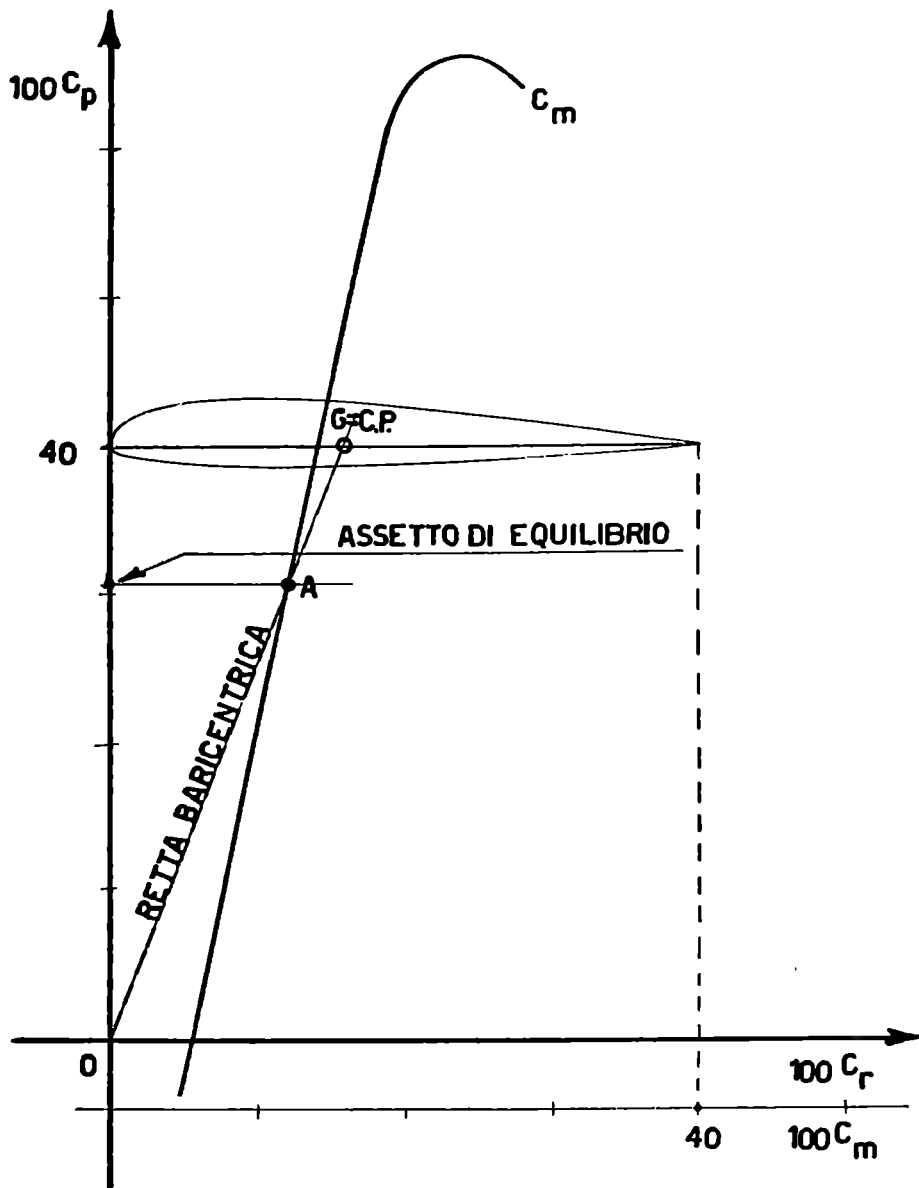


Fig. 98.

16. - Allungamento alare.

Si è parlato finora di C_p e C_r senza tener conto di un fattore importantissimo per le ali, e cioè dell'*allungamento alare* λ .

Questo, come è già stato definito, è il rapporto fra l'apertura e la corda media:

$$\lambda = \frac{L}{l_m} \quad (7)$$

dove L è l'apertura alare, ed l_m la corda media.

Di uso più corrente è quest'altra espressione:

$$\lambda = \frac{L^2}{S} \quad (9)$$

dove S è la superficie alare.

Per meglio comprendere l'influenza dell'allungamento sulle caratteristiche di un'ala ricollegiamoci al modo con cui avviene il fenomeno della portanza.

Abbiamo visto che esso dipende da pressioni sul ventre e depressioni sul dorso dell'ala, in normali condizioni di volo. Perciò i filetti fluidi tenderanno, alle estremità alari, a spostarsi dalla zona in pressione (+) a quella in depressione (—) girando intorno all'estremità stesse.

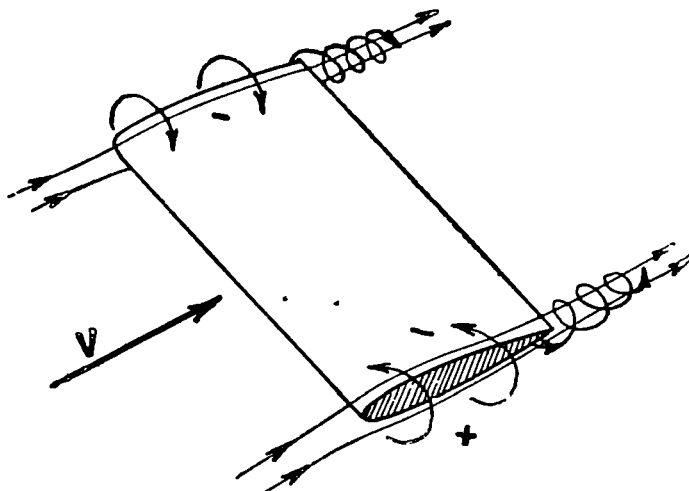


Fig. 99.

Poichè la corrente si muove in direzione V , il percorso dei filetti alle estremità si trasforma in un moto circa elicoidale (fig. 99).

Questi moti sono quelli che costituiscono i così detti *vortici marginali* o *vortici d'estremità* che producono un sensibile aumento della resistenza ed una diminuzione della portanza. Quanto maggiore è la corda alare all'estremità, tanto maggiori sono i vortici marginali.

L'aumento dell'allungamento è causa di una diminuzione della corda alare e quindi della resistenza, la quale dipende da due fattori: resistenza di profilo (C_{rp}) e resistenza indotta (C_{ri})

$$C_r = C_{rp} + C_{ri}$$

Il coefficiente di resistenza indotta è dato da:

$$C_{ri} = \frac{2 C_p^2}{\pi} \cdot \frac{1}{\lambda} \quad (10)$$

Questa resistenza indotta è appunto quella generata dai vortici d'estremità.

Per un'ala di allungamento infinito, $\lambda = \infty$, la resistenza indotta C_{ri} si annulla, e la resistenza è solo quella di profilo.

Dalla formula (10) si nota come la resistenza C_{ri} dipenda dalla portanza C_p , e ciò si spiega dal fenomeno stesso della portanza. *Quanto più grande è C_p , quindi maggiori le differenze fra pressioni e depressioni, di maggiori intensità saranno i vortici d'estremità.*

L'allungamento influisce perciò sulla resistenza indotta, mentre quella di forma resta invariata.

La variazione di C_{ri} (ΔC_{ri}) con il variare dell'allungamento risulta dalla relazione:

$$\Delta C_{ri} = \frac{2 C_p^2}{\pi} \cdot \left(\frac{1}{\lambda_1} - \frac{1}{\lambda_2} \right) \quad (11)$$

in cui λ_1 e λ_2 sono i due valori tra cui varia l'allungamento.

Nei calcoli pratici λ_1 è il valore sperimentale dato dalle tabelle, e generalmente è $= 5$; λ_2 è invece quello reale dell'ala.

Il coefficiente C_r' dell'ala di allungamento λ_2 risulta allora:

$$C_r' = C_r - \frac{2 C_p^2}{3,14} \cdot \left(\frac{1}{\lambda_1} - \frac{1}{\lambda_2} \right) \quad (12)$$

formula d'uso corrente per la determinazione del coefficiente di resistenza per un dato allungamento.

Poichè i vortici marginali oltre ad aumentare la resistenza peggiorano anche la portanza, un aumento di allungamento migliora di conseguenza anche la portanza. All'atto pratico però se ne trascura la variazione risultando sempre di piccola entità.

Influenza dell'allungamento sulla polare. — Consideriamo ora quali sono le variazioni che subisce la polare con l'aumentare dell'allungamento.

Consideriamo la polare relativa ad un allungamento λ_1 (a tratti) ed aumentiamone il valore a λ_2 (fig. 100).

Eseguendo il calcolo per diversi assetti di determiniamo i valori di C_r' relativi a λ_2 .

La nuova polare che ne risulta (a linea piena) passa per il punto M , intersezione della precedente con l'asse delle ascisse, perchè per $C_p = 0$ la variazione $\Delta C_r = 0$. Per valori crescenti di C_p , la variazione ΔC_r è negativa ed aumenta fino a raggiungere il massimo valore in corrispondenza della massima portanza, valore che è dato dal segmento $C - C'$.

Dalla nuova polare si constata che l'assetto di massima efficienza

si è portato ad incidenza più elevata, ed analogamente dicasi per la resistenza minima.

L'aumento dell'allungamento porta allora ad un duplice vantaggio:

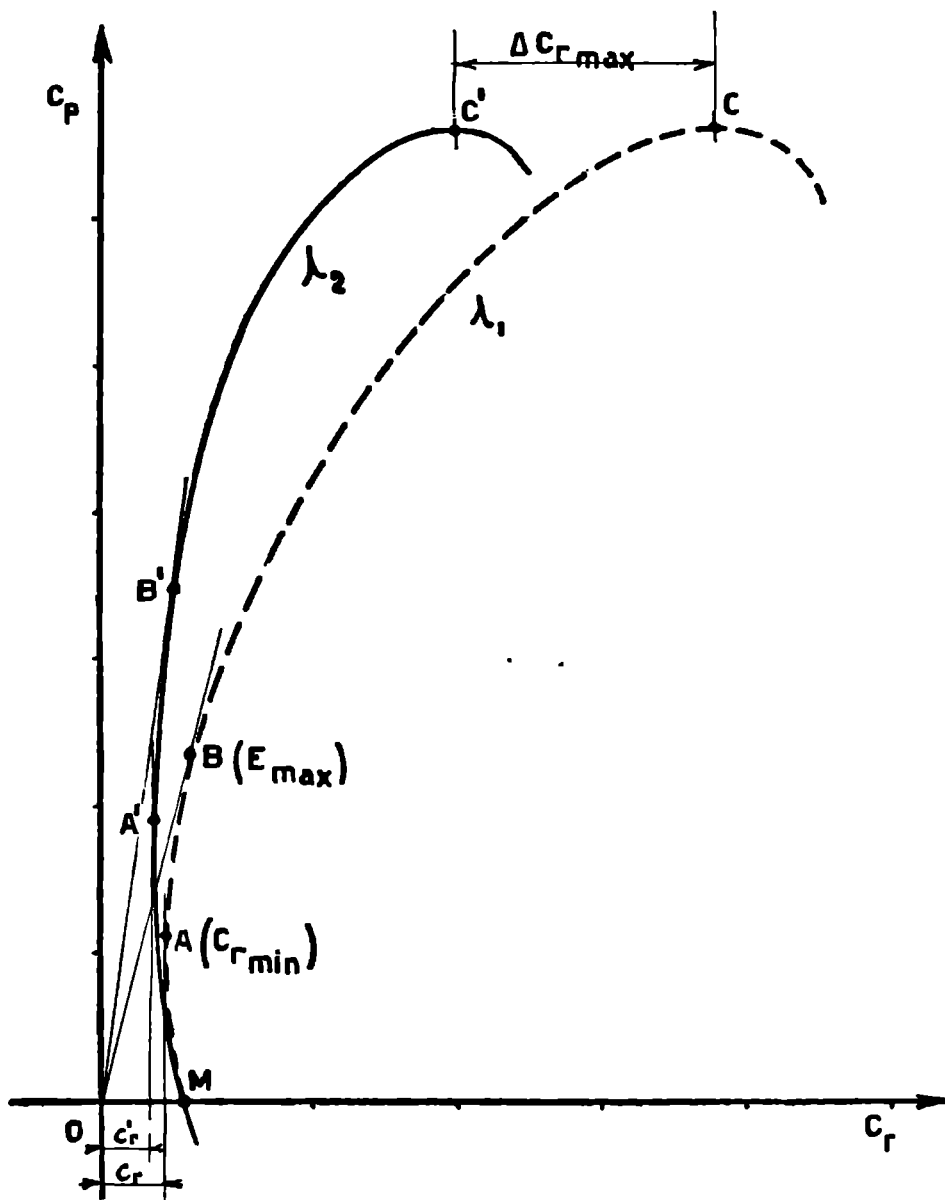


Fig. 100.

a) diminuzione della resistenza e conseguente aumento dell'efficienza;

b) spostamento verso assetti a portanza maggiore della resistenza minima e dell'efficienza, fatto questo particolarmente utile per gli alianti dato che navigano sempre in assetti di alta portanza.

Va notato però che sulle caratteristiche aerodinamiche influisce

anche sensibilmente la forma in pianta dell'ala. La forma migliore sarebbe quella ellittica che più si avvicina alla distribuzione della portanza; ed infatti nei moderni aeroplani da caccia, dato il basso allungamento alare, questa forma è molto spesso adottata. L'ala ellittica però è più complicata costruttivamente, e per gli allungamenti sempre elevati delle ali degli alianti va ottimamente la forma con contorni rettilinei ed arrotondamenti dell'estremità.

17. - Ala a profilo vario.

Spesso conviene costruire l'ala variando il profilo da sezione a sezione.

Nei moderni velivoli infatti non si usa più tenere costante il profilo. All'incastro colla fusoliera si adotta generalmente un profilo spesso con forte portanza. Lo spessore dell'ala all'attacco con la fusoliera è imposto da ragioni costruttive di robustezza essendo qui massimi gli sforzi di flessione e di taglio. Conviene invece adottare profili sottili verso l'estremità per diminuirne la resistenza indotta e di forma e per migliorare l'efficienza e la stabilità.

Per queste ed altre ragioni l'ala non è quindi mai a profilo costante.

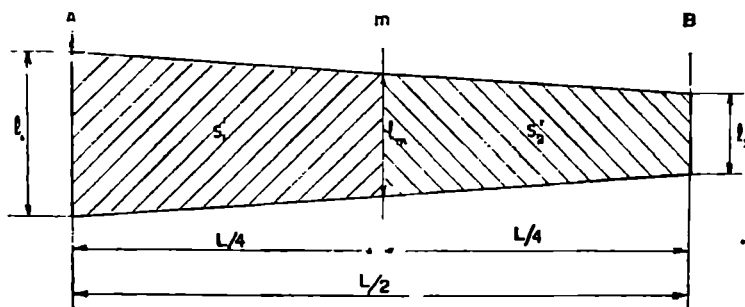


Fig. 101.

Vediamo perciò come si determinano le caratteristiche aerodinamiche di un'ala nel caso in cui il profilo sia vario.

Si consideri un'ala rastremata secondo lo schema, in cui all'incastro si abbia un profilo *A* e all'estremità un profilo *B*.

Se la variazione di profilo da *A* a *B* è lineare (come si usa generalmente) si può ammettere che il profilo *m* intermedio tra *A* e *B*, abbia caratteristiche intermedie fra i due dati. Ciò non è rigorosamente vero per fenomeni d'induzione che avvengono tra una sezione ed un'altra contigua, ma la pratica sperimentale ha confermato che questa ipotesi è abbastanza approssimata e si possono ottenere dei risultati sufficientemente attendibili per i calcoli di massima delle caratteristiche di un velivolo.

In base quindi a questa ipotesi, che cioè il profilo intermedio abbia caratteristiche intermedie, si può allora considerare che la zona com-

presa tra il profilo A e m abbia caratteristiche del profilo A , e la zona fra m e B abbia quelle di B .

La superficie S_1' della semiala relativa al profilo A sarà:

$$S_1' = \frac{l_1 + l_m}{2} \cdot \frac{L}{4}$$

e quella relativa al profilo B :

$$S_2' = \frac{l_m + l_2}{2} \cdot \frac{L}{4}$$

Per tutta l'ala queste superfici saranno doppie, cioè per il profilo A si ha S_1 , per B S_2 ($S_1 = 2 S_1'$; $S_2 = 2 S_2'$).

I rapporti tra queste superfici (S_1 ed S_2) e la superficie totale S si chiamano *coefficienti di riduzione*.

Per il profilo A abbiamo:

$$X_1 = \frac{S_1}{S}$$

e per il profilo B :

$$X_2 = \frac{S_2}{S}$$

Questi coefficienti di riduzione X_1 e X_2 sono minori dell'unità e la loro somma è ovviamente:

$$X_1 + X_2 = 1$$

Le caratteristiche C_p , C_r ed C_m dei due profili A e B si moltiplicano per i rispettivi coefficienti di riduzione X_1 e X_2 , e i nuovi valori ridotti si sommano fra loro ottenendo così le caratteristiche C_p , C_r e C_m dell'ala considerata.

Cioè se indichiamo con

$$C_{pA}, C_{rA}, C_{mA}$$

le caratteristiche del profilo A , e con

$$C_{pB}, C_{rB}, C_{mB}$$

quelle di B , quelle dell'ala completa

$$C_p, C_r, C_m$$

risulteranno:

$$\begin{aligned} C_p &= (C_{pA} \cdot X_1) + (C_{pB} \cdot X_2) \\ C_r &= (C_{rA} \cdot X_1) + (C_{rB} \cdot X_2) \\ C_m &= (C_{mA} \cdot X_1) + (C_{mB} \cdot X_2) \end{aligned}$$

Esempio. — Consideriamo un'ala che abbia queste dimensioni:

Apertura alare	$L = 12, — \text{ m}$
Superficie	$S = 12, — \text{ m}^2$
Corda massima	$l_1 = 1,20 \text{ m}$
Corda minima	$l_2 = 0,80 \text{ m}$
Corda media	$l_m = 1, — \text{ m}$

e poniamo che in corrispondenza della corda massima si abbia un profilo *A*, ed in corrispondenza della corda minima un profilo *B*, e che la variazione fra essi sia lineare.

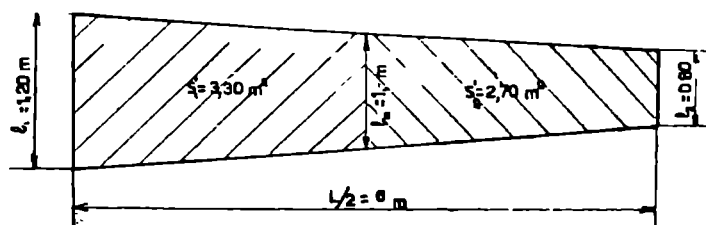


Fig. 102.

Le superfici ad essi attribuite, S_1' ed S_2' , per semiala sono come abbiamo ora visto:

$$S_1' = \frac{l_1 + l_m}{2} \cdot \frac{L}{4} = \frac{1,20 + 1}{2} \cdot \frac{12}{4} = 3,30 \text{ m}^2.$$

$$S_2' = \frac{l_m + l_2}{2} \cdot \frac{L}{4} = \frac{1 + 0,80}{2} \cdot \frac{12}{4} = 2,70 \text{ m}^2.$$

cioè per tutta l'ala avremo:

$$S_1 = 2 \cdot 3,30 = 6,60 \text{ m}^2 \quad S_2 = 2 \cdot 2,70 = 5,40 \text{ m}^2$$

ed i coefficienti di riduzione risultano:

per il profilo *A*

$$X_1 = \frac{S_1}{S} = \frac{6,60}{12} = 0,55$$

per il profilo *B*

$$X_2 = \frac{S_2}{S} = \frac{5,40}{12} = 0,45$$

Poniamo ora che per un dato assetto si abbia per i due profili i seguenti valori delle caratteristiche C_p , C_r e C_m .

<i>Profilo A</i>	<i>Profilo B</i>
100 $C_p = 50$	100 $C_p = 45$
100 $C_r = 3,5$	100 $C_r = 2,5$
100 $C_m = 15$	100 $C_m = 12$

Moltiplicando i detti valori per i rispettivi coefficienti di riduzione, X_1 e X_2 , otterremo quelli dei *coefficienti ridotti* relativi ai due profili:

$$\begin{array}{ll} 100 C_{pA} = 50 \cdot 0,55 = 27,5 & 100 C_{pB} = 45 \cdot 0,45 = 20,2 \\ 100 C_{rA} = 3,5 \cdot 0,55 = 1,92 & 100 C_{rB} = 2,5 \cdot 0,45 = 1,12 \\ 100 C_{mA} = 15 \cdot 0,55 = 7,5 & 100 C_{mB} = 12 \cdot 0,45 = 5,4 \end{array}$$

Perciò le caratteristiche dell'ala a quel dato assetto risultano in definitiva date dalla somma dei valori ridotti determinati:

$$\begin{array}{l} 100 C_p = 100 C_{pA} + 100 C_{pB} = 27,5 + 20,2 = 47,7 \\ 100 C_r = 100 C_{rA} + 100 C_{rB} = 1,92 + 1,12 = 3,04 \\ 100 C_m = 100 C_{mA} + 100 C_{mB} = 7,5 + 5,4 = 12,9 \end{array}$$

Ripetendo il calcolo per vari assetti si potrà avere la polare dell'ala realizzata con più profili diversi.

18. - Il velivolo completo.

Nei paragrafi precedenti si è visto come si ricavano le caratteristiche aerodinamiche dell'ala in funzione della sua forma, dei profili impiegati e dell'allungamento.

Per ottenere le caratteristiche del velivolo completo sarà necessario perciò determinare anche quelle dei vari altri elementi che lo compongono le quali sommate a quelle dell'ala dovrebbero fornirci quelle del velivolo completo.

Le cose però non vanno così semplicemente come si potrebbe pensare perchè entra in gioco il fenomeno della *interferenza aerodinamica* che consiste in reciproche azioni aerodinamiche dovute alla perturbazione della corrente su un corpo per la presenza di un altro oggetto.

Nel caso particolare degli alianti, data la semplicità dell'architettura, si possono con sufficiente approssimazione ricavare analiticamente le caratteristiche del velivolo. In modo particolare vanno curate però le intersezioni dell'ala e degli impennaggi con la fusoliera.

Nei calcoli di massima per la determinazione della polare del velivolo non si tiene mai conto della portanza della fusoliera, impennaggi e di tutti gli altri elementi per la ragione che la loro portanza è sempre molto piccola rispetto a quella dell'ala e si può quindi trascurare.

Per quanto riguarda la resistenza delle fusoliere non è molto facile dare dei valori molto esatti perchè non esistono dati sperimentali particolarmente per alianti.

Occorrerebbe ricorrere perciò alle esperienze alla galleria del vento.

Diciamo incidentalmente che i modelli di alianti non si possono sperimentare molto agevolmente poichè data la limitata apertura alare consentita dalle dimensioni delle normali gallerie del vento, si vengono

ad avere corde alari talmente piccole per cui è impossibile realizzare il profilo con la dovuta esattezza.

Nei calcoli pratici di massima per la determinazione delle caratteristiche dell'aliante completo si può ritenere costante la resistenza totale aggiuntiva dovuta alla fusoliera, impennaggi, organi d'atterraggio, ecc., e nulla la portanza.

Coefficienti addizionali. — I coefficienti C_r di resistenza dei vari organi, che si riferiscono alla loro superficie maestra s opposta al moto, vanno invece riferiti alla superficie alare per poter essere sommati a quelli dell'ala stessa.

Per far ciò si moltiplica detto coefficiente c_r dell'elemento considerato, per il rapporto tra la sua superficie maestra e la superficie dell'ala.

Si noti che per fusoliera, ruote, galleggianti, ecc., si considera come

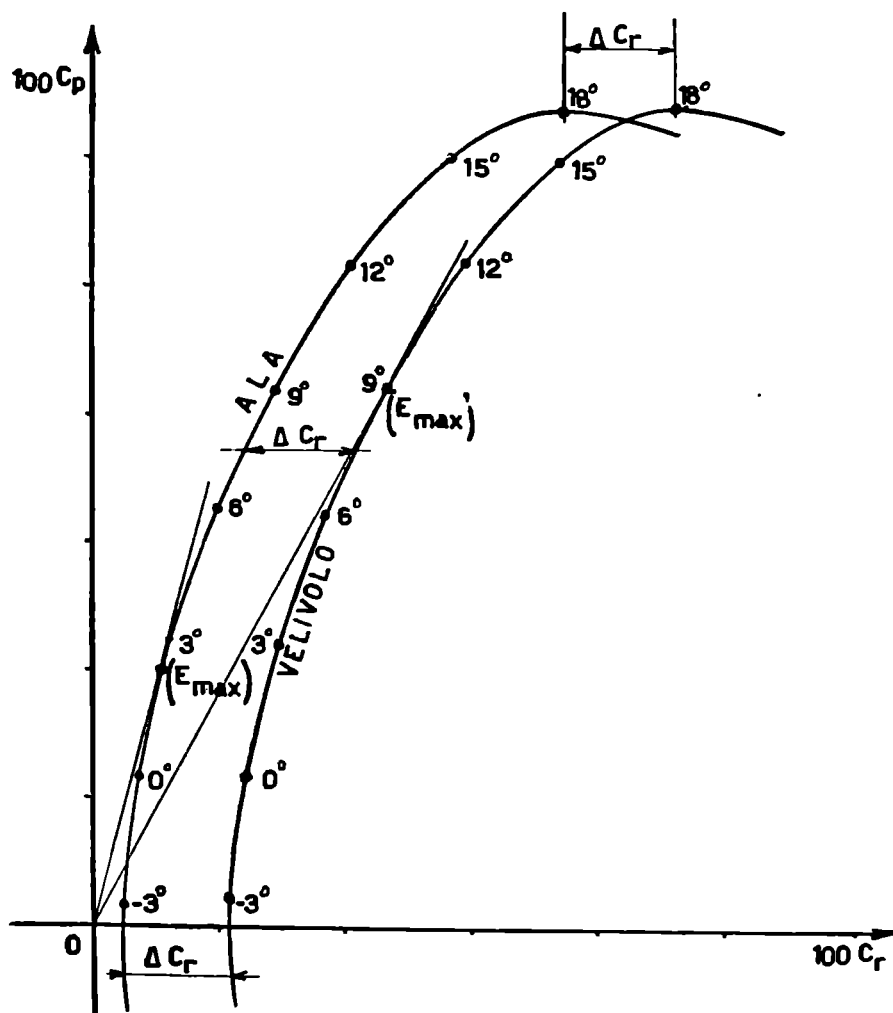


Fig. 103.

superficie quella massima di una sezione normale al moto, mentre per i piani di coda, come per le ali, la superficie considerata è quella in pianta.

I rapporti primi visti moltiplicati per i valori dei coefficienti c_r , danno i *coefficienti addizionali* C_r . Avremo così per la fusoliera:

$$100 C_{rf} = 100 c_r \cdot \frac{s}{S}$$

e per i piani di coda:

$$100 C_{rc} = 100 c_r \cdot \frac{s_c}{S}$$

e analogamente per gli altri elementi.

Il coefficiente di resistenza totale del velivolo risulta allora la somma del coefficiente C_{ra} dell'ala con quelli degli altri organi:

$$100 C_{rt} = 100 C_{ra} + 100 C_{rf} + 100 C_{rc}$$

Poichè la portanza non varia, l'efficienza del velivolo è:

$$E = \frac{P}{R_t} = \frac{100 C_p}{100 C_{rt}} = \frac{100 C_p}{100 C_{ra} + 100 C_{rf} + 100 C_{rc}}$$

La polare del velivolo completo risulta quindi uguale a quella dell'ala, spostata però di un segmento uguale al valore dell'aumento del coefficiente di resistenza dovuto agli altri elementi (fig. 103).

Come si vede le caratteristiche della polare del velivolo completo sono ovviamente peggiorate, però l'efficienza massima si è spostata verso incidenze maggiori, e ciò può tornare utile specialmente per gli alianti.

CAPITOLO QUARTO

STABILITÀ DEL VELIVOLO IN VOLO

19. - Stabilità statica e dinamica.

Si dice che un velivolo possiede stabilità longitudinale, trasversale e di rotta se, deviato per cause esterne dal suo assetto di equilibrio longitudinale, trasversale e di rotta, vi ritorna senza l'intervento del pilota a causa delle forze che automaticamente nascono.

Si ha perciò stabilità *statica* quando sorgono azioni aerodinamiche capaci di ricondurre il velivolo nell'assetto da cui era stato deviato per cause esterne.

Può accadere però che nel ritornare nell'assetto iniziale lo oltrepassi dando luogo ad una serie di oscillazioni intorno alla posizione d'equilibrio, oscillazioni che potrebbero smorzarsi oppure incrementarsi.

Se tendono a smorzarsi rapidamente significa che oltre alla stabilità statica il velivolo possiede anche *stabilità dinamica*.

Non basta perciò che un velivolo possieda stabilità statica: occorre che sussista anche quella dinamica in modo cioè che le oscillazioni si estinguano rapidamente.

Gli organi per la stabilità e la manovra sono gli *impennaggi* e gli *alettoni*. Gli impennaggi sono costituiti in genere da una parte fissa necessaria per la stabilità, e da una parte mobile per la manovra, cioè per variare l'assetto e correggere le variazioni accidentali con maggior prontezza rispetto a quella dovuta alla stabilità propria del velivolo.

Gli alettoni servono invece per la manovra trasversale e per ristabilire l'assetto laterale.

20. - Stabilità longitudinale.

Abbiamo visto parlando dei profili, come essi siano, nella generalità dei casi, instabili e come questa instabilità sia dovuta allo spostamento del centro di pressione verso il bordo d'uscita per diminuzioni d'incidenza, e verso il bordo d'attacco per aumenti.

Se G è il baricentro e P la portanza uguale al peso Q applicato in G e coincidente con la verticale per esso, si ha l'equilibrio perchè la risultante delle forze applicate P e Q è nulla, e il momento di esse rispetto a G è pure nullo (fig. 104).

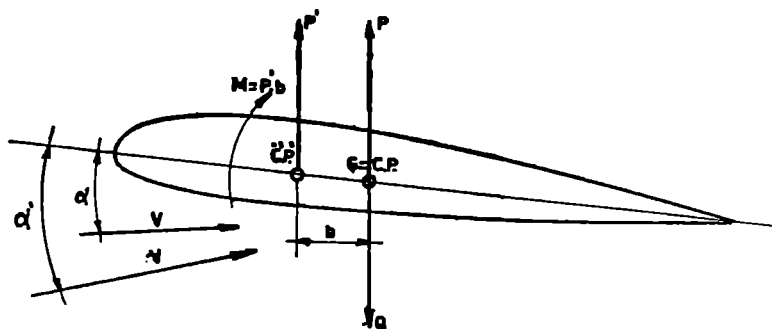


Fig. 104.

Consideriamo ora di variare l'incidenza, per esempio, aumentandola ad α' ; si avrà la nuova posizione del centro di pressione ($C.' P.'$) avanzata rispetto alla precedente. La portanza P ha ora un momento cabrante rispetto al baricentro G che vale:

$$M = P' \cdot b$$

momento che farà aumentare la variazione di incidenza avvenuta allontanandosi maggiormente dalla posizione di equilibrio. Per conseguenza

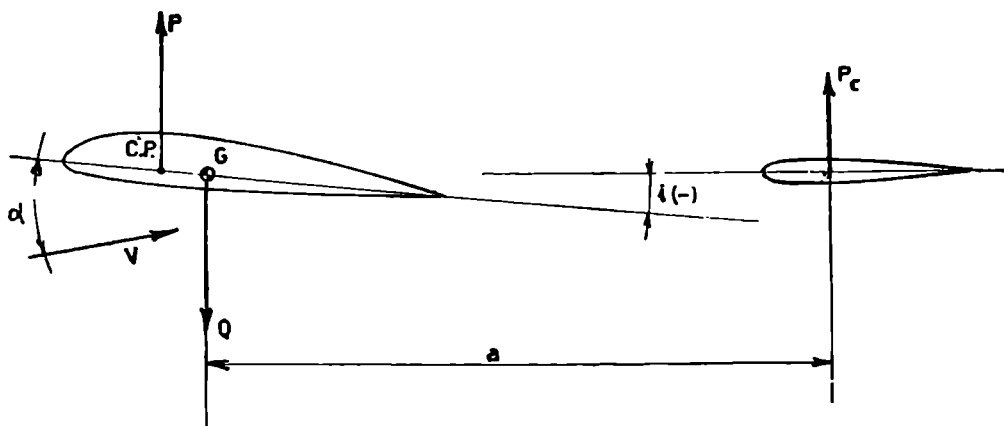


Fig. 105.

bisognerà creare un momento opposto a quello della portanza per ristabilire l'equilibrio. Ciò si ottiene appunto con l'impennaggio orizzontale, il cui momento rispetto al baricentro vale:

$$M_e = P_e \cdot a$$

in cui

P_c = portanza o deportanza dell'impennaggio;

a = distanza del centro di pressione (fuoco) dell'impennaggio dal baricentro G .

Nei riguardi della reciproca posizione del piano orizzontale e dell'ala si chiama *calettamento del piano* l'angolo formato dalla corda alare con quella dell'impennaggio.

Nella figura 105 è rappresentata un'ala ed un impennaggio con calettamento i negativo.

Momento del velivolo completo. — Prendiamo in esame ora il momento del velivolo completo con l'impennaggio orizzontale ad un dato calettamento i ; nel diagramma polare la curva di momento

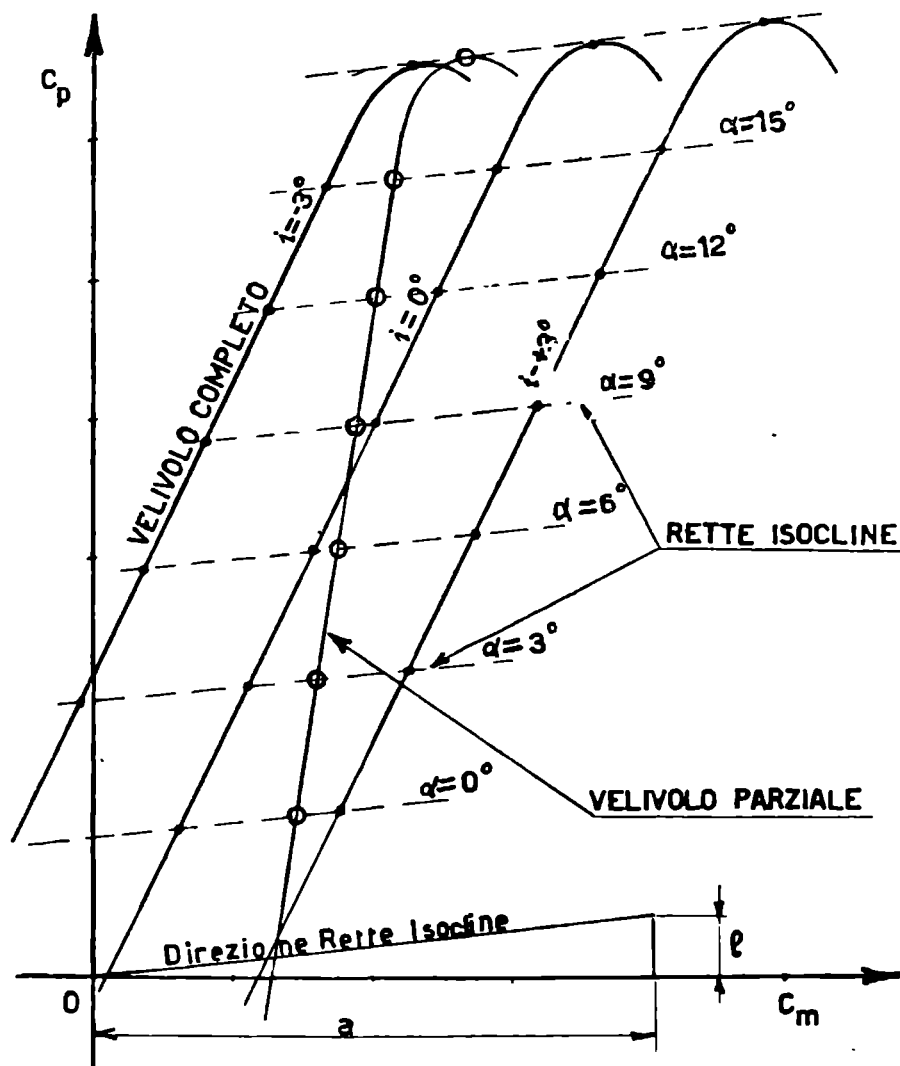


Fig. 106.

risulta ancora praticamente una retta, ma molto più inclinata di quella dell'ala o del *velivolo parziale* — intendendosi con questa denominazione il velivolo senza piano orizzontale.

Variando il calettamento i si ottengono altre curve di momento che sono fra loro sensibilmente parallele. Esse godono della proprietà che gli angoli d'incidenza che definiscono l'assetto del velivolo, al variare del calettamento si spostano su rette di uguale pendenza, dette *rette isocline*, la cui inclinazione è data dal rapporto l/a fra la corda media alare ed il braccio a dell'impennaggio (fig. 106).

Dette rette isocline sono utili per la determinazione delle curve di momento del velivolo completo, nota quella del velivolo parziale. Noi però tralasceremo di seguire il procedimento analitico per ricavare dette curve perchè molti sono i fattori che intervengono nel calcolo, e non tutti facilmente determinabili.

Perciò per ottenere dei dati attendibili a questo riguardo, sarebbe necessario ricorrere alle prove *alla galleria del vento*. In queste esperienze il modello in esame viene provato con vari calettamenti del piano orizzontale ricavando così varie curve di momento necessarie per lo studio del centramento.

Centramento. — Ricavate analiticamente o sperimentalmente le curve di momento si può procedere allo studio del centramento del velivolo.

Dall'esame del diagramma riportato in fig. 107 si deduce che la posizione del baricentro del velivolo non può variare oltre i limiti O_1 e O_2 in cui le rette baricentriche sono rispettivamente tangente alla curva di momento del velivolo parziale e parallela a quelle del velivolo completo.

Nel primo caso, infatti, se il baricentro è più avanzato del punto O_1 , il centro di pressione risulta sempre più indietro di esso essendo il punto O_1 il limite più avanzato dell'escursione del C. P. per quanto si è visto riguardo alla sua determinazione grafica. In queste condizioni si ha *perciò l'autostabilità del velivolo senza coda*, ma però non sussiste un assetto di equilibrio nelle normali condizioni di volo, per cui si rende ugualmente necessario l'impennaggio orizzontale.

Per tutti gli assetti la coda risulta allora *deportante*. Ne consegue un peggioramento dell'efficienza del velivolo, sia per la minor portanza totale, sia per la maggior resistenza dell'impennaggio stesso.

Da quanto visto se ne deduce quindi che tanto più il baricentro è in posizione avanzata, tanto più il velivolo è stabile, anche con coda piccola. Il suo avanzamento è però limitato dalle considerazioni aerodinamiche anzidette.

Nel caso opposto in cui il baricentro sia invece più arretrato del punto O_2 si ha *l'instabilità anche con impennaggio di grande superficie*

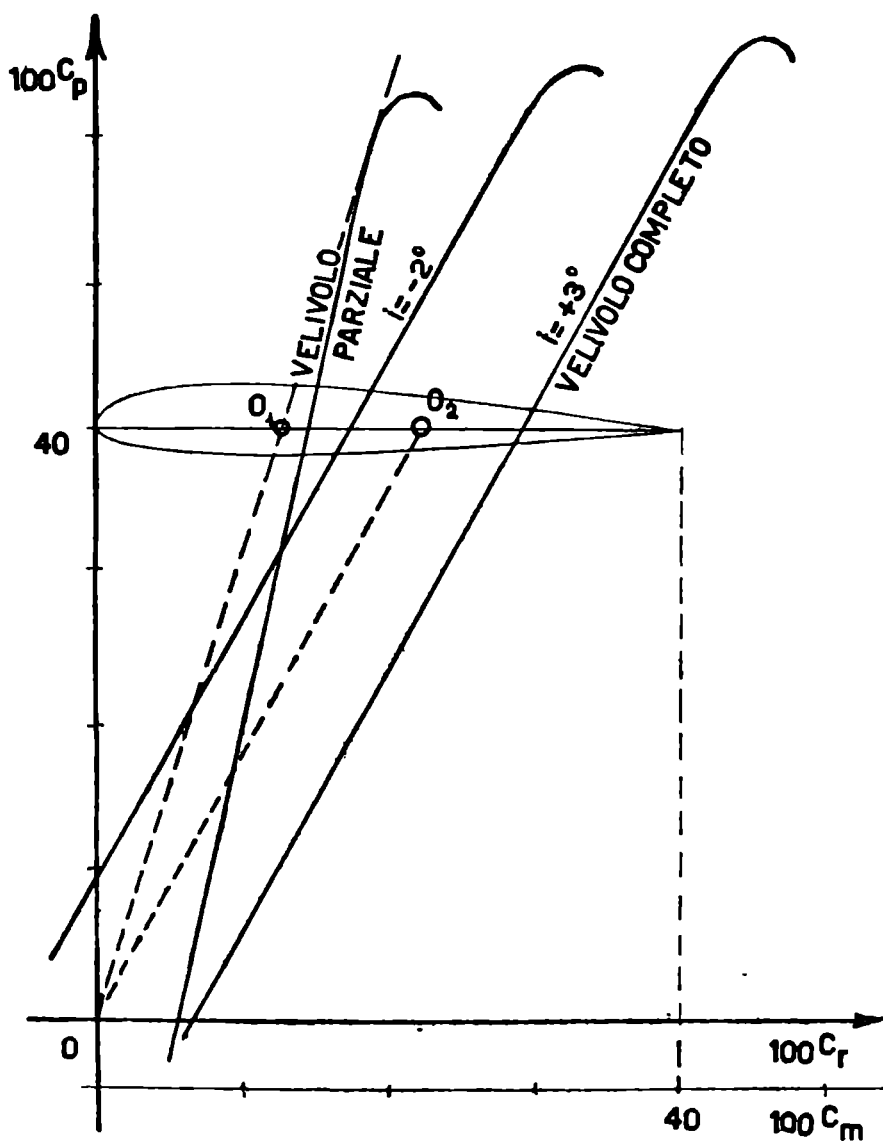


Fig. 107.

e con grande braccio. Anche in questo caso, poi, non sussiste un assetto d'equilibrio.

L'escursione del baricentro deve quindi essere contenuta fra questi estremi che possono variare dal 25% al 45% rispettivamente come limite anteriore e posteriore.

In pratica però è bene avere sempre il baricentro in posizione avanzata, fra il 25-30% della corda alare.

Calettamento dell'impennaggio orizzontale. — Per definire il calettamento dell'impennaggio, stabilita la posizione del baricentro, occorre fissare l'assetto d'equilibrio a comandi liberi, cioè l'assetto normale di volo.

Come per l'ala isolata, questo assetto è quello corrispondente al punto d'intersezione fra retta baricentrica e la curva di momento. Fissato quindi questo assetto di equilibrio, ad esempio $C_p = 30$, si conduce per il punto corrispondente dell'asse delle ordinate una orizzontale che intersecherà la retta baricentrica in un punto A . Per tale

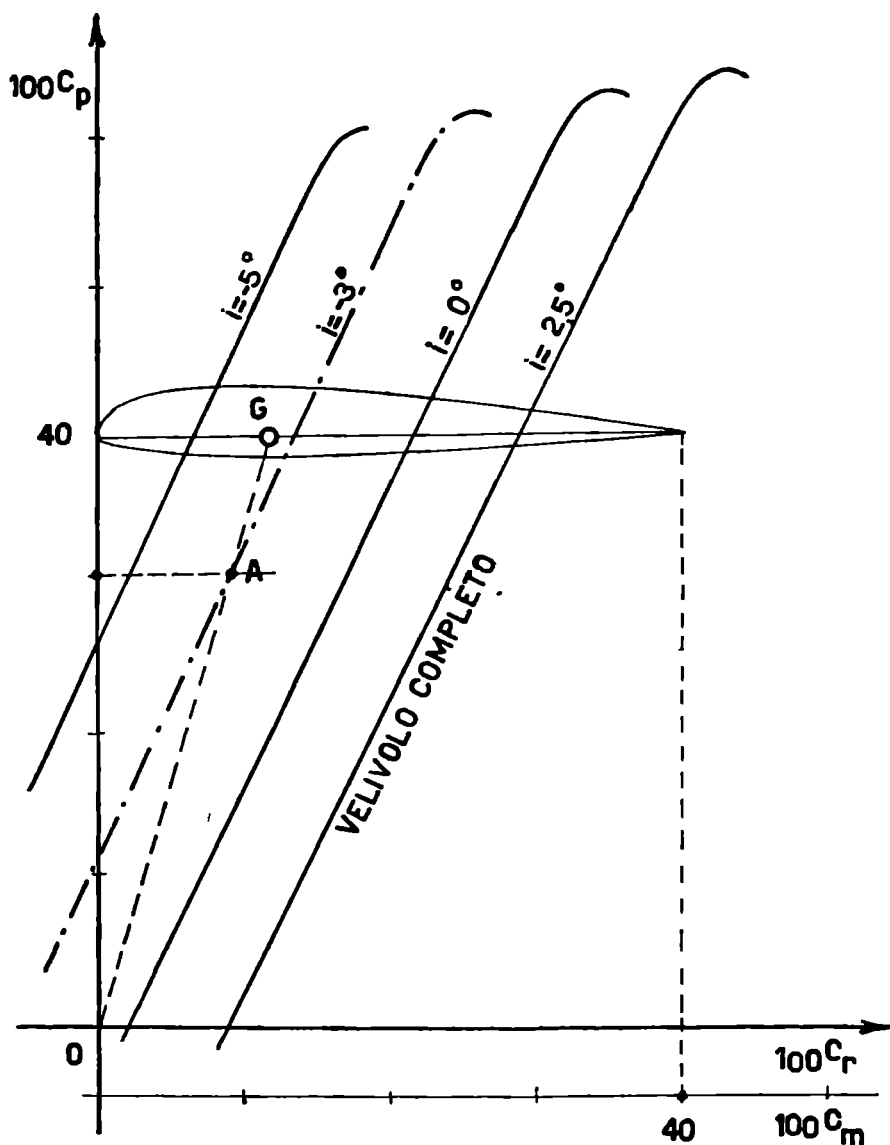


Fig. 108.

punto dovrà passare la curva di momento del velivolo completo che si otterrà per interpolazione fra quelle sperimentali note. Questa curva ci dà perciò il calettamento dell'impennaggio per quel dato assetto di equilibrio (fig. 108).

Poichè nel caso di alianti l'assetto normale di volo si ha sempre a forti portanze, il calettamento del piano orizzontale risulta *sempre*

negativo. Come valore medio dell'assetto di equilibrio si può considerare C_p variante fra 30 e 40.

Il procedimento ora esposto si può seguire quando si disponga delle curve di momento ricavate sperimentalmente sul modello alla galleria del vento. In mancanza di questi risultati bisognerà accontentarsi di una minor approssimazione. Per gli alianti, però, si può, con buona sicurezza di risultato, fissare il calettamento negativo fra 3^0 - 5^0 .

21. - Superficie del piano orizzontale.

Si è parlato finora del momento del velivolo completo presupponendo di aver già stabilito la superficie dell'impennaggio orizzontale. Vediamo ora come si arriva in pratica al suo dimensionamento.

Come sappiamo compito del piano orizzontale è quello di creare un momento opposto a quello dell'ala in modo da ristabilire l'equilibrio all'assetto voluto.

Ma il progettista può chiedersi: in quanto tempo l'azione del piano deve ristabilire l'equilibrio? Quale deve essere l'eccesso del momento stabilizzante di coda rispetto a quello instabilizzante dell'ala? Domande come si comprende di grande importanza, ed alle quali non si può rispondere con sufficiente sicurezza. Ciò dipende dal fatto che occorre ottenere la stabilità dinamica oltre che statica, ragion per cui non è sufficiente considerare il velivolo dal punto di vista geometrico ed aerodinamico, ma anche occorre tener conto del peso con la sua distribuzione di masse.

Si tenga presente poi il particolare tipo di velivolo che noi trattiamo. L'alante vola costantemente in aria agitata, perchè sfrutta appunto nel suo volo i movimenti dell'aria. È naturale che la sua stabilità dinamica debba essere ottima in modo da non affaticare eccessivamente il pilota con l'intervenire continuamente a correggere l'assetto.

Cerchiamo allora di analizzare quali sono i fattori che influiscono sulla determinazione della superficie del piano orizzontale.

Sappiamo che l'azione di esso deve equilibrare il momento dell'ala. Questo momento dipende dallo spostamento del centro di pressione lungo la corda alare: perciò, per un'ala di un dato profilo e di una data superficie, tanto più grande è l'allungamento, cioè minor corda media, tanto minore ne risulta in valore assoluto lo spostamento del centro di pressione ossia il momento instabilizzante dell'ala. Inoltre, a pari corda media, il momento dipende dalla superficie dell'ala.

La superficie alare è il fattore più importante per la determinazione della superficie di coda.

Infine un terzo elemento determinante detta superficie è la distanza del piano dal baricentro del velivolo, perchè tanto maggiore è questa distanza, tanto maggiore ne risulta il momento di coda.

Rapporto di coda. — La superficie S_c dell'impennaggio orizzontale si può dire che dipenda essenzialmente da tre fattori:

- a) dalla superficie S dell'ala;
- b) dall'allungamento alare, ossia dalla corda media alare l_m ;
- c) dalla distanza a del suo centro di pressione dal baricentro del velivolo.

La relazione che lega questi fattori è il *rapporto di coda* K (detto anche *rapporto volumetrico di coda*), rapporto fra il momento superficiale dell'ala e quello di coda:

$$K = \frac{S \cdot l_m}{S_c \cdot a} \quad (13)$$

che è una caratteristica costante per ogni velivolo, e tiene conto dei vari fattori che entrano in gioco nella stabilità dinamica.

Noto quindi K si può ricavare dalla relazione il valore della superficie di coda S_c :

$$S_c = \frac{S \cdot l_m}{K \cdot a} \quad (14)$$

Il valore della costante K , in base all'analisi di un gran numero di alianti che hanno dato ottimi risultati pratici in fatto di stabilità, si può tenere:

— per liberatori e veleggiatori di piccole dimensioni a fusoliera corta: $K = 1,8$;

— per veleggiatori di grandi dimensioni con fusoliera lunga: $K = 2,2$.

Come valore medio si può adottare $K = 2$.

Particolarità del piano orizzontale. — Per il piano orizzontale si usano sempre profili biconvessi simmetrici.

Nella posizione normale il piano orizzontale definisce l'assetto di volo per il quale è stato calettato. Una sua variazione d'incidenza fissa l'equilibrio del velivolo per un altro assetto.

Questa variazione d'incidenza, o meglio di portanza, della coda si ottiene facendo ruotare verso l'alto o verso il basso la parte posteriore dell'impennaggio.

La parte anteriore fissa si chiama *stabilizzatore*, la parte posteriore mobile è detta *equilibratore* o *timone di profondità*.

L'angolo formato dalla corda dello stabilizzatore con quella dell'equilibratore è detto *angolo di barra*. Per i veleggiatori l'angolo massimo di barra si tiene di 30° sia a cabrare che a picchiare (fig. 109).

L'asse di rotazione dell'equilibratore si chiama *asse di cerniera*, o semplicemente *cerniera*. *Momento di cerniera* è quello generato dalla reazione aerodinamica sulla parte mobile rispetto all'asse di rotazione.

Lo sforzo che il pilota deve esercitare per equilibrare questo momento si chiama *sforzo di barra* o *reazione di barra*.

Per diminuire allora lo sforzo di pilotaggio si ricorre alla *compensazione aerodinamica* consistente nel portare una parte della superficie

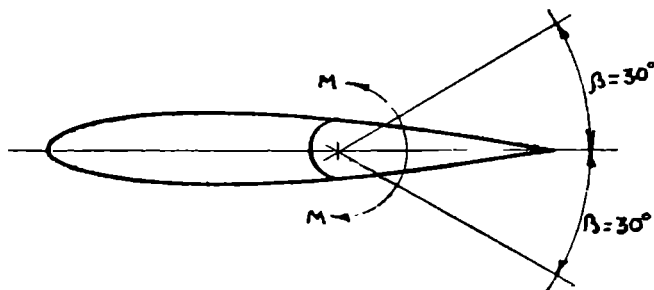


Fig. 109.

dell'equilibratore anteriormente alla cerniera in modo da creare un momento di cerniera contrario rispetto a quello generato dalla parte posteriore (fig. 110).

Negli alianti normali però data la loro bassa velocità e le sempre modeste dimensioni, lo sforzo di barra è in generale molto piccolo e

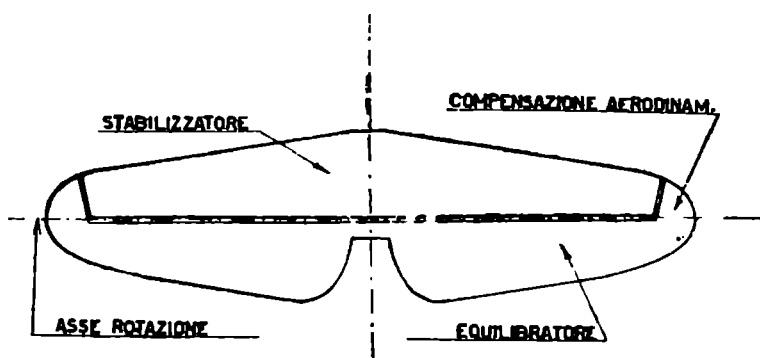


Fig. 110.

non si richiede compensazione dell'equilibratore. Anzi, in certi casi, si aumenta artificialmente la reazione di barra con l'applicazione di una molla che richiama l'equilibratore nella posizione neutra, e ciò perchè il pilota non perda la sensazione della intensità di comando.

22. - Stabilità trasversale.

Bisogna notare innanzi tutto che la stabilità statica al rollio non sussiste in quanto, avvenuta una rotazione intorno all'asse longitudinale del velivolo, la portanza giace sempre nel piano di simmetria e perciò non ne nasce nessuna coppia raddrizzante. Solo per l'effetto della manovra degli alettoni si provoca una variazione di portanza fra

le semiali, ma in questo caso non si può più parlare di stabilità in quanto si tratta di manovra comandata dal pilota.

Sappiamo però che in pratica un velivolo tende automaticamente a rimettersi per una variazione d'assetto. Ciò avviene però dopo che per effetto del movimento di rollio ne è nato un moto di scivolata.

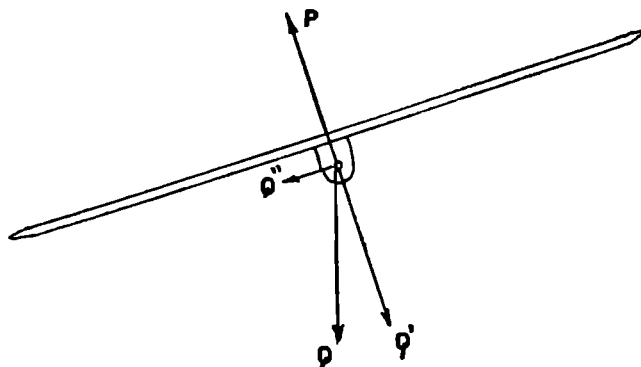


Fig. 111.

Supponiamo dapprima che il centro di deriva del velivolo coincida in altezza con il baricentro G , ed ammettiamo che sia avvenuta una rotazione intorno all'asse longitudinale (fig. 111).

La portanza P giace sempre nel piano di simmetria longitudinale, e quindi non è più nel piano verticale passante per G e contenente la forza peso Q . Di questa consideriamo allora le sue componenti Q' e Q'' ,

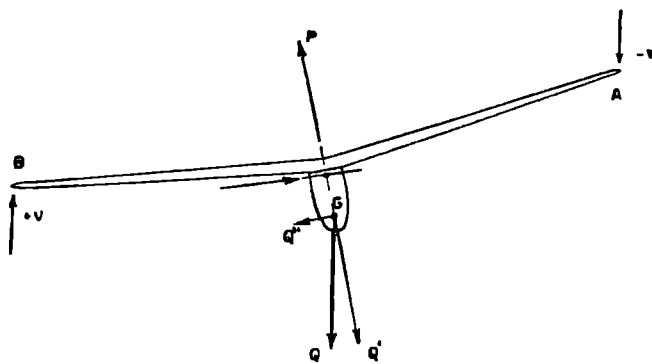


Fig. 112.

la prima giacente nel piano di simmetria contenente la P , e la seconda ad esso normale.

L'azione della Q'' è quella di imprimere al velivolo un movimento trasversale di scivolata. Se il centro di deriva coincide con il baricentro non si crea nessuna coppia raddrizzante. Dando però un certo diedro all'ala si ottiene che il centro di deriva sia più alto del baricentro creandosi così rispetto ad esso un momento raddrizzante (fig. 112).

Inoltre, poichè per effetto del movimento di scivolata la direzione del vento relativo non è più parallela all'asse longitudinale, l'ala interna alla scivolata a causa del diedro viene investita sotto un angolo maggiore di quella esterna, per cui la maggior portanza della prima provoca un momento raddrizzante.

Si tenga presente, in ogni modo, che questi effetti stabilizzanti nascono solamente con il movimento di scivolata susseguente al movimento iniziale di rollio.

Va notato infine come un'ala, anche senza diedro, tenda a smorzare i movimenti di rollio.

Infatti, se il velivolo si inclina ruotando intorno all'asse longitudinale, si viene ad avere la composizione di due velocità: quella di tra-

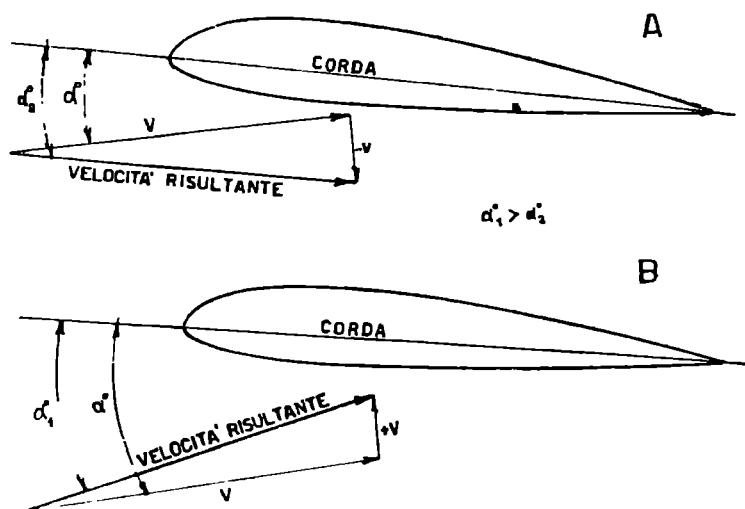


Fig. 113.

slazione V con quella di rotazione v . Nell'ala che si alza (A) si ha una diminuzione dell'incidenza del vento relativo, mentre in quella che si abbassa si ha un aumento (fig. 113).

Per conseguenza si ottiene un aumento di portanza nell'ala che si abbassa (B), ed una diminuzione nell'altra (A), generando così un movimento di rollio opposto che tende a smorzare la rotazione iniziata. Va notato che al cessare del movimento di rollio iniziale cessa di conseguenza quello opposto smorzante perchè la sua origine è dinamica dipendendo appunto dalla velocità v di rotazione.

Oltre a tutti questi fattori che si sono visti, nella stabilità trasversale entra in gioco anche l'inerzia dovuta alle forze di massa. Si comprende quindi come lo studio analitico della stabilità laterale sia abbastanza complesso a causa dei molti fattori che intervengono nel fenomeno.

All'atto pratico per ottenere una buona stabilità trasversale in

spirale, senza eccedere per non diminuirne la maneggevolezza, il diedro alare si può tenere:

- per veleggiatori ad ala alta diritta: 2° - 4° ;
- per veleggiatori ad ala media ad M: tratto centrale: 4° - 8° , tratto esterno: 0° - 1° .

Intendendosi per diedro alare, per quanto impropriamente, l'angolo formato dalle semiali con un piano orizzontale, normale perciò al piano di simmetria longitudinale.

23. - Superficie di manovra trasversale.

Per modificare l'assetto del velivolo in senso trasversale, o per riportarlo nell'assetto primitivo quando la stabilità propria non è sufficiente, si hanno delle superfici mobili, con movimento opposto, che occupano parte del bordo d'uscita verso le estremità alari.

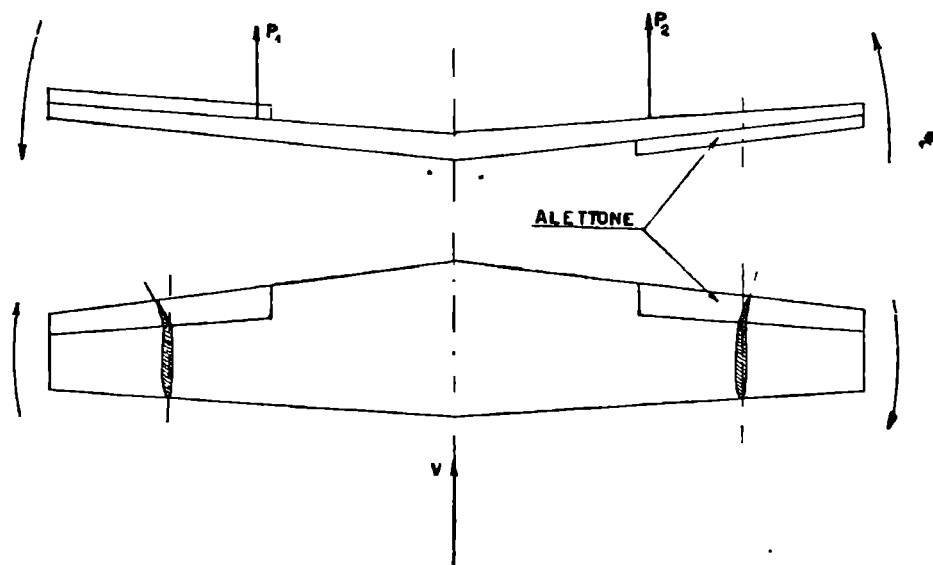


Fig. 114.

Queste superfici mobili sono gli *alettoni* che con il loro movimento di rotazione variano la curvatura del profilo dell'ala e quindi la portanza.

L'uno abbassandosi aumenta la portanza, l'altro sollevandosi la diminuisce nell'altra semiala creando perciò un momento che imprime un movimento di rollio.

Succede però che l'alettone che si abbassa oppone una resistenza maggiore di quello che si alza; ne nasce di conseguenza un *momento d'imbardata* che a sua volta provoca un momento di rollio opposto a quello che si vuol ottenere.

Questi momenti d'imbardata negativi sono particolarmente sentiti negli alianti data la sempre grande apertura alare in rapporto alla superficie ed al peso.

Si è pensato perciò di ovviare a questo inconveniente creando artificialmente una maggior resistenza dell'alettone che si alza in modo da compensare il momento d'imbardata dell'alettone abbassato. Ciò si ottiene con l'applicare su un tratto del bordo d'attacco dell'alettone un *becchetto* che sporge fuori del profilo quando l'alettone si alza, mentre resta interno ad esso quando l'alettone si abbassa (fig. 115).

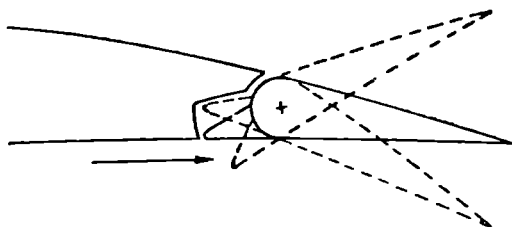


Fig. 115.

Negli alianti gli alettoni non vengono in generale compensati aerodinamicamente per le stesse ragioni dette a proposito del timone di profondità.

Svergolamento alare. — Abbiamo detto che l'alettone che si abbassa aumenta la portanza della semiala. Ciò è vero finchè siamo in assetto di volo sufficientemente lontani dalla portanza massima.

Se invece il velivolo si trova in assetti molto cabrati, come avviene spesso nel volo degli alianti, l'abbassamento dell'alettone non incrementa più la portanza, ma può generare invece la brusca caduta della

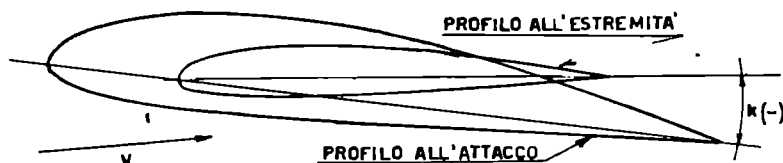


Fig. 116.

portanza stessa sulla sua semiala. Come conseguenza di ciò generalmente si ha l'entrata in vite.

Si può ovviare a questo grave inconveniente con lo *svergolare l'ala negativamente*, cioè calettando le sezioni d'estremità con minore incidenza che al centro (fig. 116). Si otterrà una maggior efficacia degli alettoni anche a forti incidenze.

In un'ala così costruita si ha la caduta di portanza molto prima nella zona centrale che non all'estremità. Anche nelle condizioni critiche dell'inizio della perdita di portanza si avrà ancora una sufficiente stabilità trasversale per non cadere in vite, dovuta alla sussistente efficacia degli alettoni.

Parallelamente allo svergolamento, si fa anche la rastremazione

in pianta e spessore dell'ala verso l'estremità, migliorando così ulteriormente la stabilità e l'efficienza.

In pratica lo *svergolamento aerodinamico* (cioè relativo alle incidenze di portanza massima) si tiene nei veleggiatori fra 4° e 6° . Lo *svergolamento geometrico* (cioè relativo alle corde dei profili) risulta variante fra $2^\circ \div 4^\circ$ poichè i profili che si adottano per le estremità hanno, in genere, un'incidenza relativa alla portanza massima maggiore di quelli adoperati all'incastro.

Rapporto differenziale alettoni. — Per compensare i momenti d'imbardata negativi esclusivamente con l'aumentare la resistenza dell'alettone che si alza, si verrebbe a peggiorare notevolmente le caratteristiche aerodinamiche dell'ala; per cui si è pensato di ridurre la resistenza dell'alettone che si abbassa con il diminuire l'escursione angolare verso il basso.

Si è provveduto perciò a muovere gli alettoni con *comando differenziale*, facendo in modo cioè (a mezzo di cinematismi vari), che l'alettone che si abbassa ruoti di un angolo minore di quello che si alza.

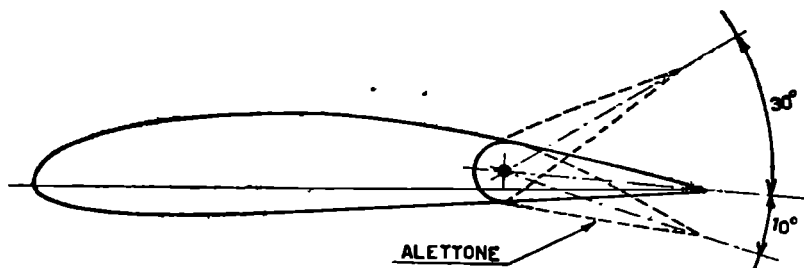


Fig. 117.

Ciò non porta ad una diminuzione del momento di rollio necessario per l'evoluzione, in quanto si è riscontrato praticamente che è molto più efficace l'alettone che s'innalza di quello che si abbassa, specialmente alle alte incidenze vicino alla portanza massima per quello che si è detto prima.

Il comando a rapporto differenziale degli alettoni porta quindi ad un duplice vantaggio: annullamento o quasi dei momenti d'imbardata negativi, in quanto viene diminuita la maggior resistenza dell'alettone che si abbassa rispetto a quello che s'innalza; miglioramento della stabilità trasversale alle alte incidenze appunto perchè, diminuendo l'escursione angolare dell'alettone che si abbassa, meno facilmente questo può provocare la perdita di portanza nella sua semiala.

Nei moderni veleggiatori ci si è spinti a valori molto elevati del rapporto differenziale degli alettoni, ad esempio fino a $1 : 3$, nel *Can-guro*; come valore medio si può adottare $1 : 2$.

Gli angoli di barra massimi sono praticamente negli alianti di 30° per l'alettone che s'innalza, e di variabile fra 10° e 15° per quello che si abbassa (fig. 117).

24. - Stabilità di rotta.

La stabilità di rotta si ottiene ponendo all'estremità della fusoliera una superficie verticale detta *impennaggio verticale*. Questa superficie fa sì che il centro di deriva del velivolo si trovi dietro il baricentro in modo che, avvenuta una rotazione intorno all'asse verticale, ne nasca una coppia stabilizzante che riporti il velivolo nella posizione iniziale (fig. 118).

Occorre tener presente, però, che una posizione troppo arretrata del centro di deriva è dannosa per la stabilità in spirale in quanto, in

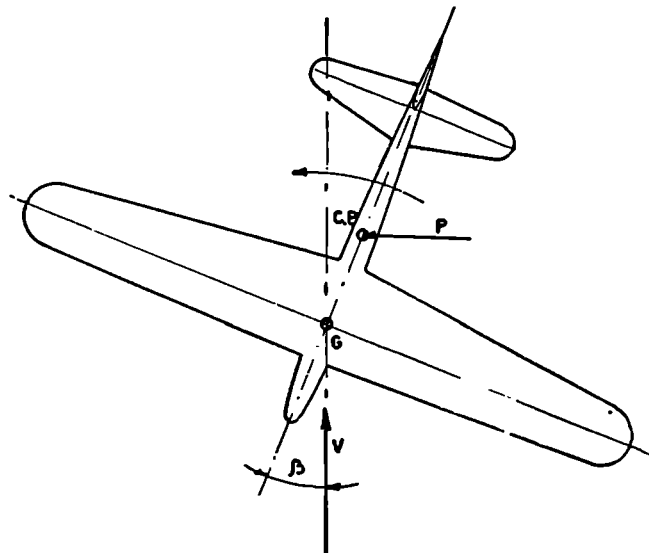


Fig. 118.

questo assetto, provoca una caduta di prora del velivolo per cui occorre « sostenerlo » col timone di direzione, e la evoluzione non risulta perciò corretta.

In questo caso sarebbe necessario aumentare il diedro alare in modo che risulti maggiore la superficie laterale che si oppone alla scivolata.

Stabilità di rotta e stabilità laterale sono, come si vede, fra loro strettamente legate, ed una si ripercuote sull'altra. Perciò un diedro alare troppo forte richiede una maggior superficie dell'impennaggio verticale e viceversa.

Le dimensioni del piano verticale dipendono anche, com'è evidente, dalla forma della fusoliera. Tanto più il centro di deriva di questa è arretrato, tanto minore risulta la superficie necessaria dell'impennaggio

verticale. A questo proposito occorre ricordare come le fusoliere fusiformi, a sezione circolare o simile, abbiano il centro di deriva molto avanzato. Non è perciò conveniente (anche dal punto di vista strutturale) che la fusoliera abbia sezione troppo piccola e di forma circolare a poppa, ma è bene invece che sia a sezione piuttosto alta e appiattita in senso trasversale.

Per il corretto dimensionamento del piano verticale necessario per la stabilità statica di direzione, bisognerebbe ricorrere alle prove alla galleria del vento sul modello, sperimentandolo con diversi impennaggi onde scegliere il più adatto.

Questi risultati però non sarebbero ancora sufficienti a darci la sicurezza della stabilità, poichè a noi interessa quella *dinamica* oltrechè quella statica.

L'unica via che ci resta, anche in considerazione che non si possono eseguire con molta facilità le prove alla galleria di questi particolari velivoli, è quella di confronto con apparecchi simili che abbiano dato buoni risultati di volo.

25. - *Impennaggio verticale.*

Dall'esame di molti alianti veleggiatori si è ricavata una formula empirica per la determinazione della superficie dell'impennaggio verticale, che si può adottare in prima approssimazione. Questa tiene conto dell'apertura alare, della distanza dalla cerniera del piano dal baricentro del velivolo, e del peso totale di esso.

$$S_v = K \frac{P \cdot L}{d^2} \quad (15)$$

in cui:

S_v = superficie dell'impennaggio verticale (m^2);

L = apertura alare (m.);

P = peso totale velivolo in ordine di volo (kg.);

d = distanza della cerniera del piano dal baricentro del velivolo.

Il coefficiente K può avere i seguenti valori:

per libratori e veleggiatori di piccole dimensioni e basso allungamento: $K = 0,0035$;

per veleggiatori di medie dimensioni e allungamento: $K = 0,004$;

per veleggiatori di grande apertura e allungamento: $K = 0,0045$.

Particolarità piano verticale. — Come per quello orizzontale il profilo di questa superficie è sempre biconvesso simmetrico, per avere la stessa reazione aerodinamica da una parte e dall'altra con uguali angoli di barra.

Anche nell'impennaggio verticale abbiamo una parte anteriore fissa, *deriva*, ed una parte mobile, *timone di direzione*.

Superficie del timone di direzione. — Negli alianti la superficie del timone di direzione è sempre una percentuale molto forte di quella totale del piano verticale: in genere del 60%-75%.

Il timone di direzione è l'unica superficie che viene comunemente compensata aerodinamicamente negli alianti. La percentuale delle superficie di compensazione è in media del 15%÷20% di quella dal timone di direzione.

L'angolo di barra del piano mobile si tiene generalmente di 30° da ambo le parti.

CAPITOLO QUINTO

MECCANICA DEL VOLO

26. - Angolo di planata. Rapporto di planata.

Per studiare il volo di un aliante porremo diverse ipotesi semplificative.

Supporremo cioè che il volo si effettui in aria calma, con moto uniforme, e che la traiettoria descritta dal baricentro sia rettilinea.

In queste condizioni si ha il *volo librato* che si svolge secondo una retta inclinata sull'orizzonte di un angolo φ detto *angolo di planata* (fig. 119)

Le forze agenti sul velivolo sono due sole: il peso Q e la forza aerodinamica F . Quindi per qualsiasi assetto, secondo le ipotesi fatte, si

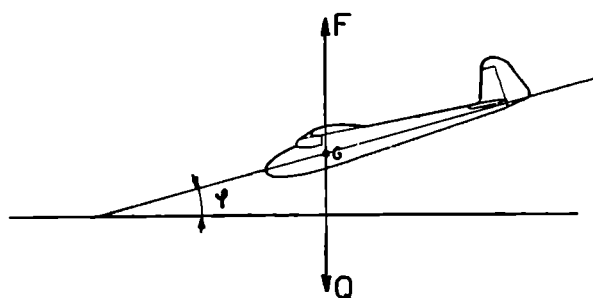


Fig. 119.

avrà equilibrio quando queste due forze Q e F saranno su di una stessa retta verticale (Q è sempre verticale) passante per il baricentro G , e avranno la stessa intensità e verso opposto. Di conseguenza anche il momento di queste forze rispetto ad un punto qualsiasi dello spazio sarà nullo.

Per semplicità si supporrà inoltre che anche il punto d'applicazione di F sia il baricentro G .

Consideriamo le componenti della F e della Q secondo due direzioni fra loro ortogonali, una normale e l'altra parallela alla traiettoria.

Le componenti di F sono la portanza P e la resistenza R ; quelle di Q , Q' e T , saranno eguali e contrarie rispettivamente a P ed a R (fig. 120).

La componente T secondo la direzione parallela alla traiettoria del peso Q è la *trazione* che determina appunto il moto lungo la traiettoria stessa.

Dalla figura si rileva come i triangoli $F G P$ e $Q G Q'$ siano uguali ed inoltre simili al triangolo $A B C$.

Si possono ricavare di conseguenza le proporzioni:

$$\frac{P}{R} = \frac{D}{h}$$

e sapendo che

$$\frac{P}{R} = \frac{C_p}{C_r} = E$$

avremo anche

$$\frac{D}{h} = E \quad (16)$$

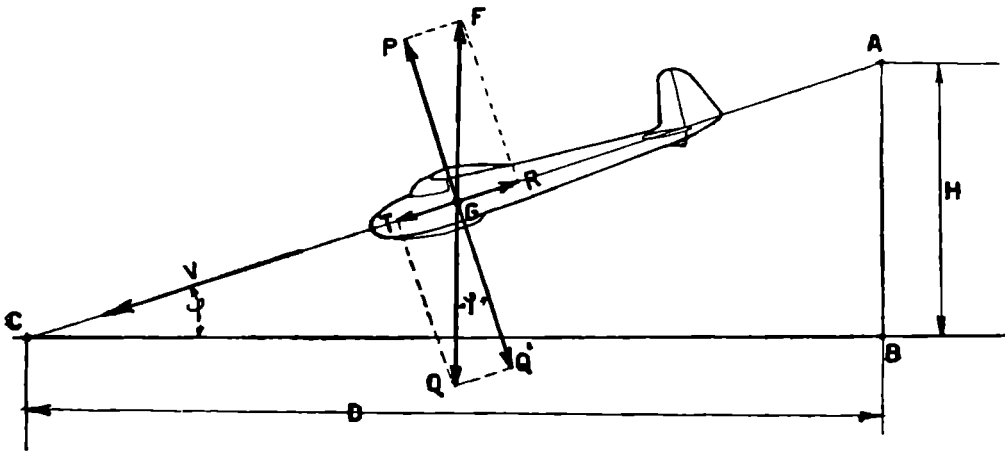


Fig. 120.

Il rapporto D/h è detto *rapporto di planata* ed il suo valore indica anche l'efficienza aerodinamica E . Il suo inverso h/D rappresenta la *pendenza* p della traiettoria:

$$p = \frac{h}{D} = \frac{1}{E} \quad (17)$$

che si esprime trigonometricamente

$$p = \frac{h}{D} = \operatorname{tg} \cdot \varphi \quad (17')$$

Si può dire perciò che *tanto maggiore è l'efficienza E , tanto minore risulta la pendenza della traiettoria*, e quindi *a parità di perdita di quota h la distanza percorsa D è proporzionale all'efficienza E .*

27. - Velocità orizzontale e velocità verticale.

La velocità V sulla traiettoria è dovuta alla trazione T , componente del peso Q nella direzione del moto. In condizioni di regime $T = R$, per cui si ha:

$$T = R = C_r \cdot \varrho \cdot S \cdot V^2$$

dalla quale si ricava la velocità V :

$$V = \sqrt{\frac{T}{C_r \cdot \varrho \cdot S}}$$

che si ottiene pure dall'altra relazione

$$P = C_p \cdot \varrho \cdot S \cdot V^2$$

cioè:

$$V = \sqrt{\frac{P}{C_p \cdot \varrho \cdot S}}$$

Essendo $P = Q \cos \varphi$ si ha la relazione più pratica che ci dà la velocità in funzione del carico alare Q/S

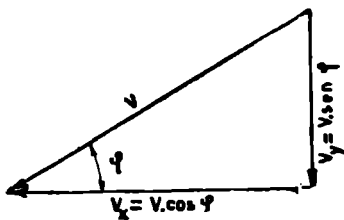


Fig. 121.

$$V = \sqrt{\frac{Q}{S} \cos \varphi \cdot \frac{1}{\varrho \cdot C_p}} \quad (18)$$

Dal triangolo delle velocità vediamo che le velocità orizzontale e verticale sono:

$$V_x = V \cos \varphi \quad ; \quad V_y = V \sin \varphi$$

per cui dalla (18) abbiamo la velocità orizzontale V_x :

$$V_x = V \cdot \cos \varphi = \cos \varphi \cdot \sqrt{\frac{Q}{S} \cos \varphi \cdot \frac{1}{\varrho \cdot C_p}} \quad (18')$$

e la velocità V_y , componente verticale di V :

$$V_y = V \cdot \sin \varphi = \sin \varphi \cdot \sqrt{\frac{Q}{S} \cos \varphi \cdot \frac{1}{\varrho \cdot C_p}} \quad (18'')$$

od anche

$$V_y = \frac{V_x}{E} = \frac{1}{E} \cos \varphi \cdot \sqrt{\frac{Q}{S} \cos \varphi \cdot \frac{1}{\varrho \cdot C_p}} \quad (18''')$$

Per i normali assetti di volo, però, l'angolo φ è molto piccolo: preso ad esempio un valore medio dell'efficienza di un veleggiatore, $E = 20$,

sappiamo che

$$\frac{1}{E} = \operatorname{tg} \varphi$$

cioè

$$\operatorname{tg} \varphi = \frac{1}{20} = 0,05$$

Dalle tabelle delle funzioni trigonometriche si ricava il valore dell'angolo $\varphi = 2^{\circ} 50'$, a cui corrisponde un valore del coseno:

$$\cos \varphi = 0,99878.$$

Possiamo perciò, per gli assetti normali di volo, porre $\cos \varphi = 1$ senza commettere apprezzabile errore.

Le relazioni prima viste divengono allora:

$$V_x = \sqrt{\frac{Q}{S} \cdot \frac{1}{\rho \cdot C_p}} \quad (19)$$

$$V_y = \frac{1}{E} \sqrt{\frac{Q}{S} \cdot \frac{1}{\rho \cdot C_p}} \quad (20)$$

Sono queste le formule d'uso corrente per il calcolo della velocità orizzontale e verticale di discesa, di un aliante che voli con moto rettilineo ed uniforme.

28. - *Minima velocità orizzontale. Minima verticale.*

Dalle relazioni precedenti, essendo il carico alare Q/S e la densità ρ ad una data quota costanti, ad ogni valore dell'assetto, cioè di C_p , si hanno le velocità V_x e V_y .

Di tutti questi valori quelli caratteristici che interessano il volo a vela sono: la *minima velocità orizzontale*, la *minima velocità verticale*, la *velocità limite in affondata*.

La minima velocità orizzontale $V_{x \min}$ si può ricavare semplicemente ponendo nella formula (19) il valore massimo di C_p dell'ala.

$$V_{x \min} = \sqrt{\frac{Q}{S} \cdot \frac{1}{\rho} \cdot \frac{1}{C_{p \max}}} \quad (21)$$

Per determinare la minima velocità di discesa $V_{y \min}$ scriviamo la formula (20) in questo modo:

$$V_y = \sqrt{\frac{Q}{S} \cdot \frac{1}{\rho} \cdot \frac{1}{E^2 C_p}} \quad (20')$$

In questa relazione il primo termine sotto radice sappiamo che è costante per una data quota: perciò la velocità V_v dipenderà dal fattore $E \cdot \sqrt{C_p}$.

Fattore di potenza. — La velocità di discesa V_v sarà perciò minima all'assetto in cui il fattore $E \cdot \sqrt{C_p}$ avrà il valore massimo.

Poichè

$$E = \frac{C_p}{C_r}$$

avremo:

$$E \cdot \sqrt{C_p} = \frac{C_p}{C_r} \cdot \sqrt{C_p} = \frac{C_p^{3/2}}{C_r}$$

cioè la velocità di discesa risulterà minima quando risulterà massimo il termine $\frac{C_p^{3/2}}{C_r}$. Detto termine è chiamato *fattore di potenza* poichè ad esso è inversamente proporzionale la potenza necessaria al volo orizzontale all'assetto considerato.

29. - Velocità limite in affondata.

In tale assetto di volo si ha che la forza aerodinamica F è nella direzione della traiettoria (poichè $C_p = 0$) e coincide con la R facendo equilibrio al peso Q (fig. 122).

Le equazioni del moto sono ora:

$$Q = R \qquad P = 0$$

cioè

$$Q = C_r \cdot \rho \cdot S \cdot V^2$$

La velocità V sulla traiettoria coincide con la velocità di discesa V_v . Infatti:

$$\varphi = 90^\circ \qquad \cos \varphi = 0 \qquad \sin \varphi = 1$$

per cui

$$V_v = V_{\text{—}} \cdot \sin \varphi = V = \sqrt{\frac{Q}{S} \cdot \frac{1}{\rho} \cdot \frac{1}{C_{r0}}} \quad (22)$$

Fig. 122.

in cui C_{r0} è il valore della resistenza corrispondente all'assetto di portanza nulla.

Questa velocità limite interessa dal punto di vista della sicurezza della struttura del velivolo. Si cerca perciò con particolari dispositivi, freni aerodinamici, diruttori, di limitare tale velocità massima quando il suo valore è tale da far presupporre che possa compromettere la robustezza del velivolo.

CAPITOLO SESTO

AERODINAMICA APPLICATA

30. - Profili. Criteri per la scelta di essi.

I profili alari si possono convenzionalmente classificare, dal punto vista geometrico, in tre categorie:

- *profili spessi* — spessore relativo superiore al 15 %;
- *profili semispessi* — spessore relativo fra il 12 %-15 %;
- *profili sottili* — spessore relativo inferiore al 12 %.

La scelta del profilo non può essere fatta solo considerando le caratteristiche aerodinamiche, ma occorre anche tener presente le esigenze costruttive.

Nel caso particolare degli alianti, avendosi sempre allungamenti elevati, la scelta andrà fatta fra i profili semispessi ed anche fra quelli spessi. È necessario infatti, in particolare all'attacco dell'ala con la fusoliera, che il profilo abbia, nella sezione in cui dovrà essere contenuto il longherone, uno spessore che consenta di ottenere col minimo peso la robustezza voluta del longherone stesso.

Viene fissato così lo spessore del profilo in considerazione del miglior compromesso fra le esigenze aerodinamiche e costruttive. Naturalmente a parità di spessore viene scelto quel profilo che ha caratteristiche aerodinamiche migliori.

Fra queste sono prese in considerazione in modo particolare nel campo volovelistico le seguenti:

1) *Valore massimo del coefficiente di portanza $C_{p\ max}$* . È il fattore che influisce direttamente sulla velocità minima.

2) *Valore massimo dell'efficienza $E = C_p/C_r$* . È di fondamentale importanza, come abbiamo già avuto occasione di dire, per il volo degli alianti.

3) *Valore massimo del fattore di potenza $C_p^{1/2}/C_r$* . Questo è l'indice che misura le qualità di salita e la velocità di discesa, in quanto tanto più grande è il suo valore, tanto minore è la potenza necessaria al sostenimento. Quindi *tanto più grande è il suo valore tanto minore risulterà la velocità di discesa V_v* .

4) *Minimo valore del coefficiente di momento per portanza nulla* C_{m0} . Questo fattore è l'indice della stabilità del profilo in quanto ci dà lo spostamento del centro di pressione. Se il suo valore poi è negativo, vuol dire che il profilo è addirittura autostabile.

Non è possibile però trovare un profilo che soddisfi contemporaneamente ai suddetti requisiti, in quanto alcuni di essi sono in contrasto fra loro. Ad esempio, i profili con alto valore del $C_{p\ max}$ hanno generalmente un alto valore del C_{m0} cioè hanno un notevole spostamento del centro di pressione.

Perciò, per ottenere il miglior compromesso fra le varie caratteristiche, si ricorre alla combinazione di più profili.

Nei veleggiatori, in modo particolare, l'ala non è quasi mai a profilo costante; all'incastro, anche per ragioni costruttive, come si è detto, sarà conveniente un profilo spesso a forte portanza; all'estremità invece, sia per ridurre le perdite marginali che per migliorare la stabilità e la maneggevolezza, sarà necessario un profilo più sottile e più stabile con bassa resistenza e piccolo momento.

Si comprende che se è incerta la scelta di un profilo unico per l'ala ancor maggiore è l'incertezza quando i profili sono più d'uno. È per queste ragioni che non si può dire quale sia il profilo migliore per un aliante. Oltre ai vari fattori derivanti dal particolare tipo e impiego dell'aliante che influenzano la scelta, entra anche in gioco la personalità del progettista.

Come il lettore avrà avuto occasione di riscontrare nell'esame delle caratteristiche dei veleggiatori italiani e stranieri riportati nel Primo Capitolo, vi è una grande varietà nei profili adottati per le ali. Si passa dai concavo convessi a forte curvatura fino ai biconvessi asimmetrici anche in velivoli di analoga architettura e per lo stesso impiego.

Fino ad una decina di anni fa i profili usati negli alianti erano quasi esclusivamente i concavo convessi a forte curvatura (es. Gott. 532, Gott. 535, ecc.) con i quali si ottengono effettivamente ottime caratteristiche di efficienza e di minima velocità di discesa, però si hanno basse velocità orizzontali e poca stabilità longitudinale.

La tendenza odierna invece si è orientata verso l'impiego di profili più veloci con piccola curvatura od addirittura biconvessi asimmetrici.

Concludendo possiamo dire in linea generale che:

Per alianti liberatori sono senz'altro convenienti profili curvi spessi come il Gott. 535, Gott. 389 costanti per tutta l'apertura.

Per veleggiatori da allenamento e scuola volo veleggiato (categoria « Asiago ») sono ancora convenienti profili curvi come il Gott. 532, Gott. 535 variandoli però verso la estremità con biconvessi asimmetrici o simmetrici come il Naca M 6, Naca 0012, Gott. 676, ecc.

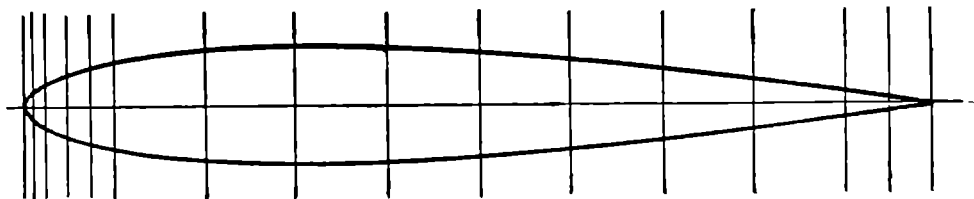
Infine per veleggiatori di alte caratteristiche la scelta si rivolge verso i profili semispessi più veloci, cioè come il Gott. 549, Naca 4415.

Naca 2415 e simili all'incastro, e Naca 2 R₁ 12, Naca M 6, Naca 0012, ecc. per le estremità. Per zone intermedie si possono usare profili intermedi, cioè con spessori del 12 % della stessa famiglia di quelli usati all'incastro. La variazione sarà poi lineare fra essi.

Per gli impennaggi la scelta dei profili non porta incertezze poichè si usano esclusivamente biconvessi simmetrici con spessori relativi del 10 %-12 % secondo le esigenze costruttive, quale quella di non avere il bordo di attacco troppo appuntito per permettere con maggior facilità il rivestimento in compensato.

I profili più usati sono il Naca 0012 ed il Naca M 3 che si usa poi assottigliare verso l'estremità.

Riportiamo per utilità del lettore alcuni profili fra i più comunemente usati nelle costruzioni di alianti. I dati aerodinamici sono relativi ad un allungamento $\lambda = 5$.



N.A.C.A. 0012

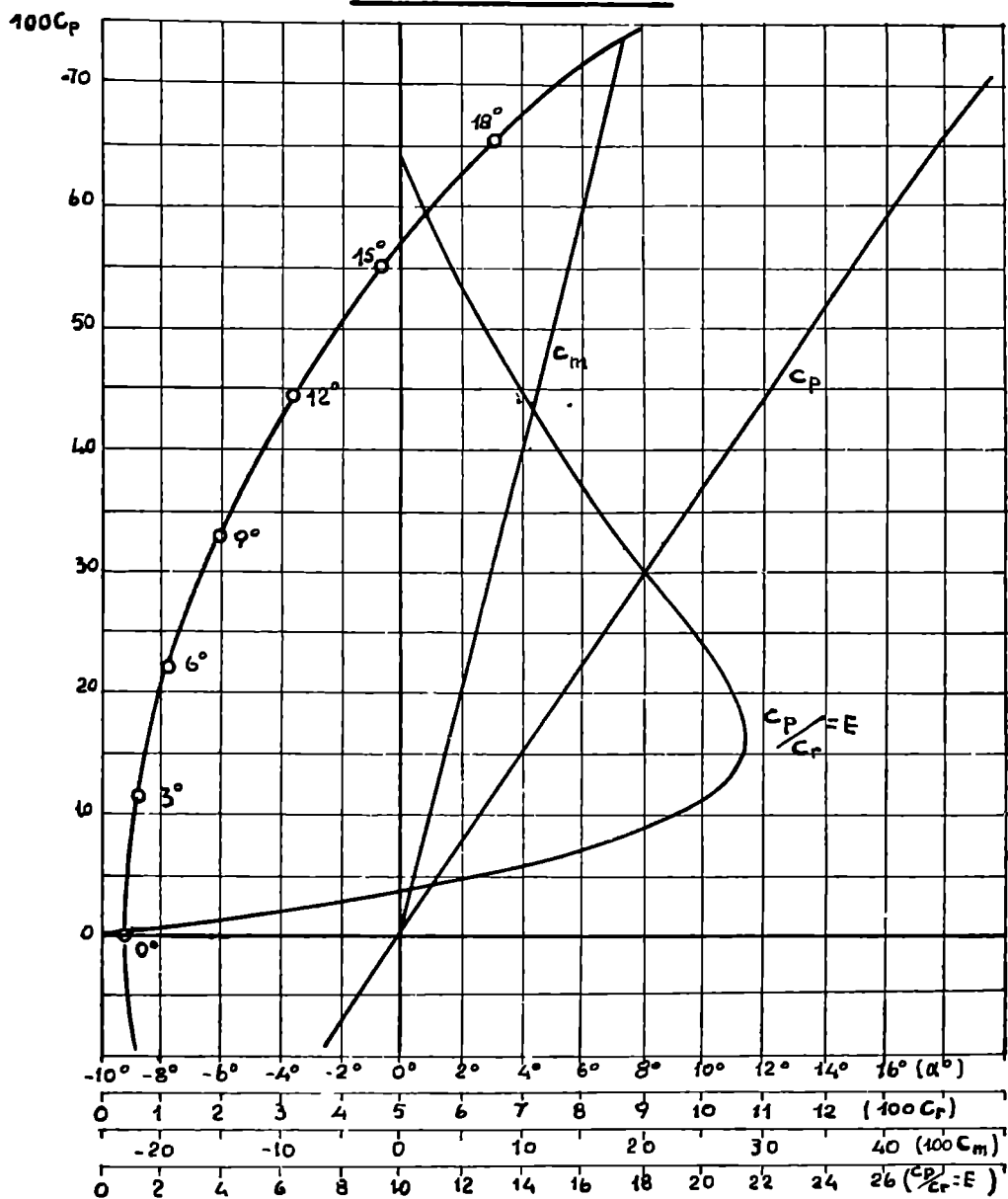


Fig. 123.

PROFILO N.A.C.A. 0012

Quote profilo

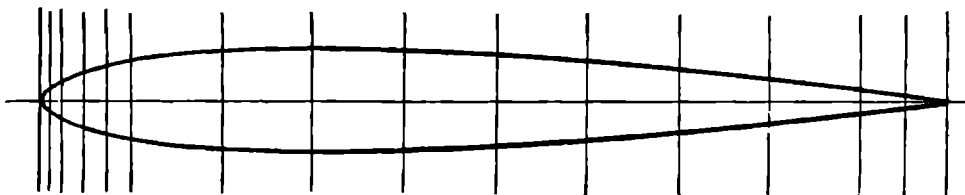
x	y_s	y_i
0	0	0
1,25	1,89	—1,89
2,5	2,61	—2,61
5	3,55	—3,55
7,5	4,20	—4,20
10	4,68	—4,68
20	5,73	—5,73
30	6,—	—6,—
40	5,80	—5,80
50	5,29	—5,29
60	4,56	—4,56
70	3,66	—3,66
80	2,62	—2,62
90	1,44	—1,44
95	0,80	—0,80
100	0	0

Caratteristiche aerodinamiche

α°	100 C_p	100 C_r	100 C_m
—3°	—11,5	0,62	—
0°	0	0,40	0
3°	11,5	0,61	2,7
6°	22,5	1,12	5,1
9°	33,—	1,95	8,2
12°	44,5	3,15	10,1
15°	55,5	4,70	13,8
18°	65,6	6,55	16,5
22°,3	76,5	9,55	19,—

Spessore rel. max = 12%

 $\alpha^\circ (C_p = 0) \dots\dots = 0^\circ$ 100 $C_{max} \dots\dots\dots = 76,5$ 100 $C_{r\ min} \dots\dots\dots = 0,40$ $E_{max} \dots\dots\dots = 21,5$ 100 $C_m (C_p = 0) \dots\dots = 0$



N.A.C.A. M 3

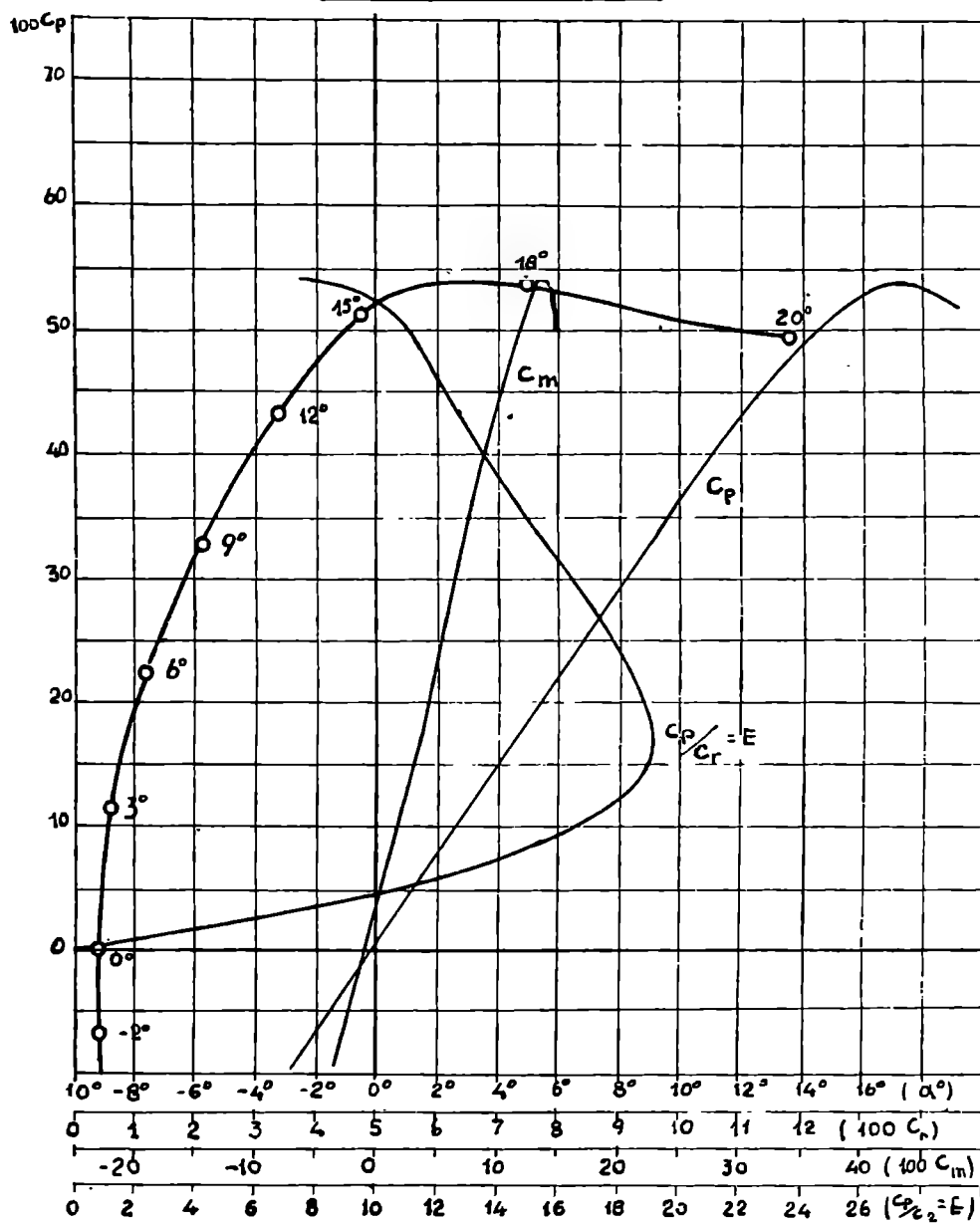


Fig. 124.

PROFILO N.A.C.A. M 3

Quote profilo

x	y_s	y_i
0	0	0
1,25	1,86	—1,86
2,5	2,51	—2,51
5	3,39	—3,39
7,5	4,—	—4,—
10	4,47	—4,47
20	5,57	—5,57
30	5,95	—5,95
40	5,89	—5,89
50	5,50	—5,50
60	4,85	—4,85
70	3,96	—3,96
80	2,88	—2,88
90	1,62	—1,62
95	0,93	—0,93
100	0,20	—0,20

Caratteristiche aerodinamiche

α°	100 C_p	100 C_r	100 C_m
0°	0	0,40	—0,65
3°	11,5	0,57	2,—
6°	22,4	1,22	4,5
9°	32,5	2,10	7,—
12°	43,5	3,35	9,5
15°	51,5	4,75	12,1
18°	53,90	7,50	12,5

Spessore rel. max = 11,90%

 $\alpha^\circ (C_p = 0) \dots\dots = 0^\circ$ 100 $C_{p \max} \dots\dots = 54,5$ 100 $C_{r \min} \dots\dots = 0,40$ $E_{\max} \dots\dots = 19,5$ 100 $C_m (C_p = 0) \dots\dots = -0,65$

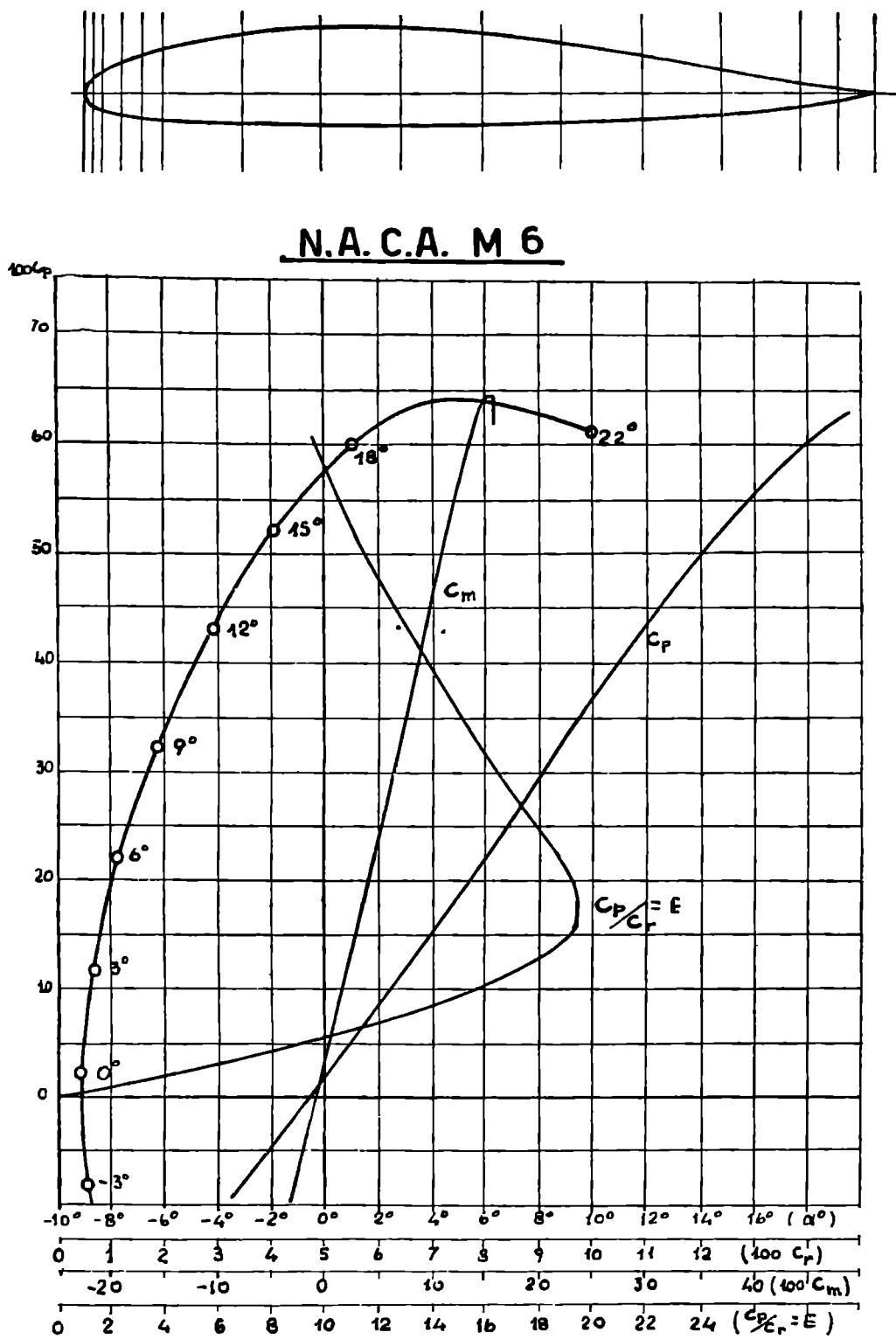


Fig. 125.

PROFILO N.A.C.A. M 6

Quote profilo

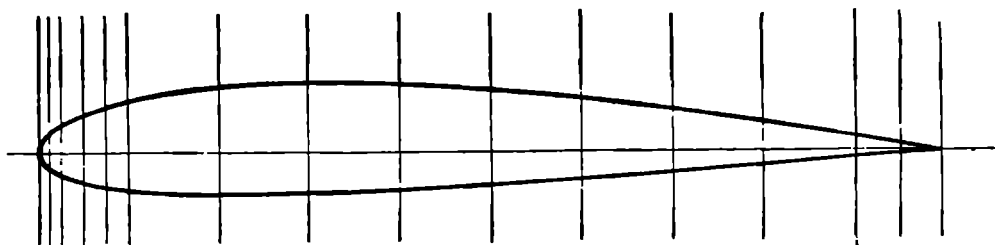
x	y_s	y_i
0	0	0
1,25	1,95	—1,76
2,5	2,81	—2,20
5	4,03	—2,73
7,5	4,94	—3,03
10	5,71	—3,24
20	7,55	—3,62
30	8,22	—3,79
40	8,05	—3,90
50	7,26	—3,94
60	6,03	—3,82
70	4,58	—3,48
80	3,06	—2,83
90	1,55	—1,77
95	0,88	—1,08
100	0,26	—0,26

Caratteristiche aerodinamiche

α°	100 C_p	100 C_r	100 C_m
— 3°	— 8,—	0,52	—2,7
0°	2,35	0,46	0
3°	12,—	0,65	2,5
6°	22,10	1,15	4,5
9°	32,50	1,95	6,9
12°	43,10	2,98	9,1
15°	52,20	4,10	11,5
18°	60,—	5,52	13,5
$20^\circ,47$	64,60	8,41	15,—

Spessore rel. max .. = 12%

 $\alpha^\circ (C_p = 0) \dots\dots = - 0^\circ,47$ 100 $C_{p \max} \dots\dots = 64,6$ 100 $C_{r \min} \dots\dots = 0,40$ $E_{\max} \dots\dots\dots = 19,5$ 100 $C_m (C_p = 0) \dots\dots = - 0,58$



N.A.C.A. 2R₁₂

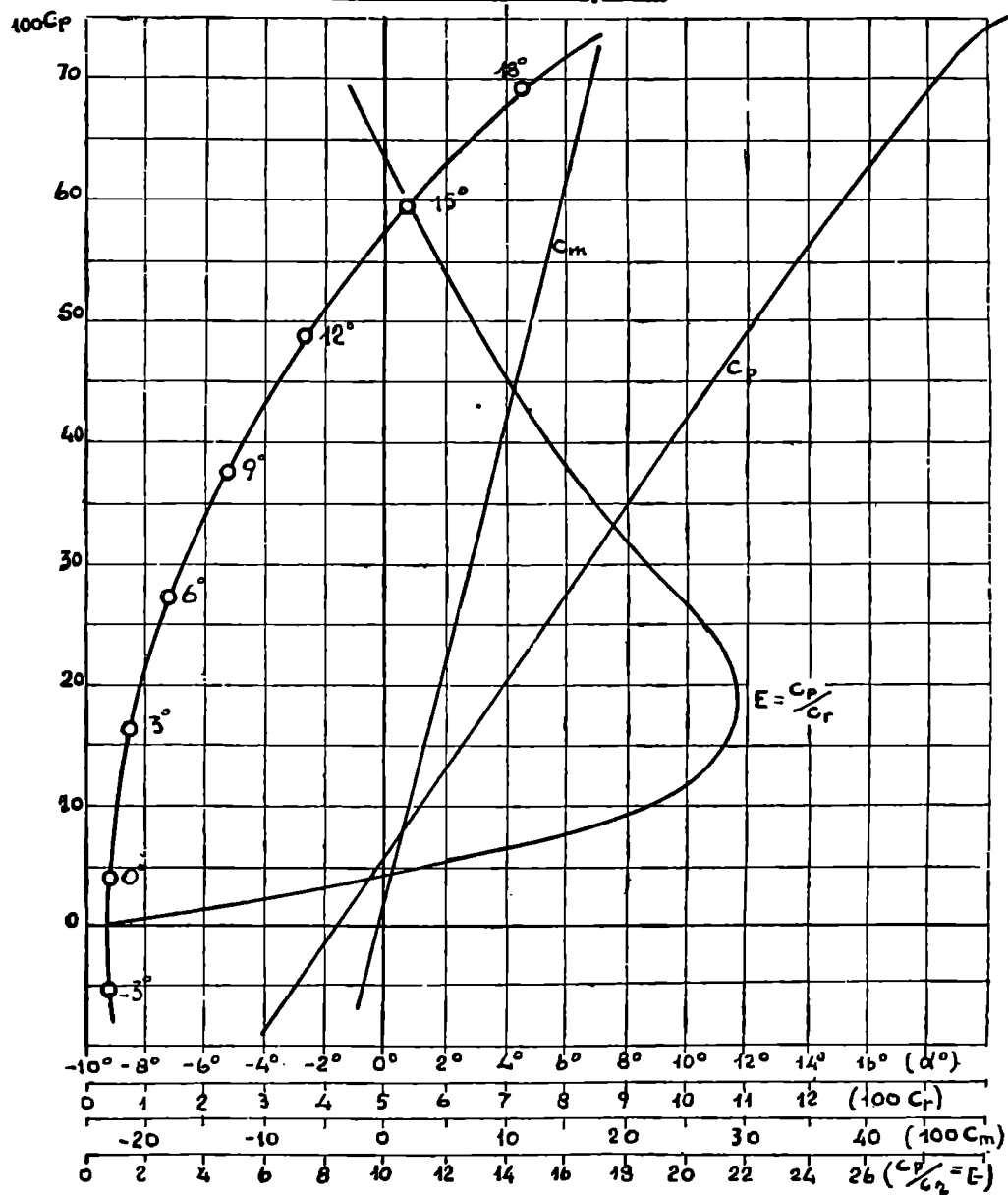


Fig. 126.

PROFILO N.A.C.A. 2 R₁ 12

Quote profilo

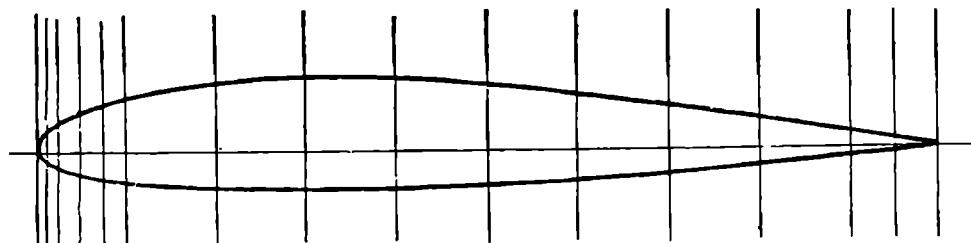
x	y_s	y_i
0	0	0
1,25	2,24	— 1,57
2,5	3,10	— 2,17
5	4,29	— 2,86
7,5	5,16	— 3,28
10	5,84	— 3,57
20	7,47	— 4,02
30	7,98	— 4,02
40	7,76	— 3,84
50	7,03	— 3,55
60	5,94	— 3,18
70	4,61	— 2,72
80	3,16	— 2,10
90	1,63	— 1,26
95	0,87	— 0,74
100	0	0

Caratteristiche aerodinamiche

α°	100 C_p	100 C_r	100 C_m
— 3°	— 6,—	0,44	— 2,—
0°	4,—	0,44	0,5
3°	11,8	0,75	3,6
6°	27,5	1,40	6,5
9°	38,—	2,38	9,—
12°	48,5	3,62	11,5
15°	59,1	5,35	14,5
18°	68,50	7,25	17,—
21° 5	76,5	10,05	19,—

Spessore rel. max = 12%

 $\alpha^\circ (C_p = 0) \dots\dots = - 1^\circ,35$ 100 $C_{p \max} \dots\dots = 76,5$ 100 $C_{r \min} \dots\dots = 0,43$ $E_{\max} \dots\dots = 21,9$ 100 $C_m (C_p = 0) \dots\dots = - 1$



N.A.C.A. 2R₂12

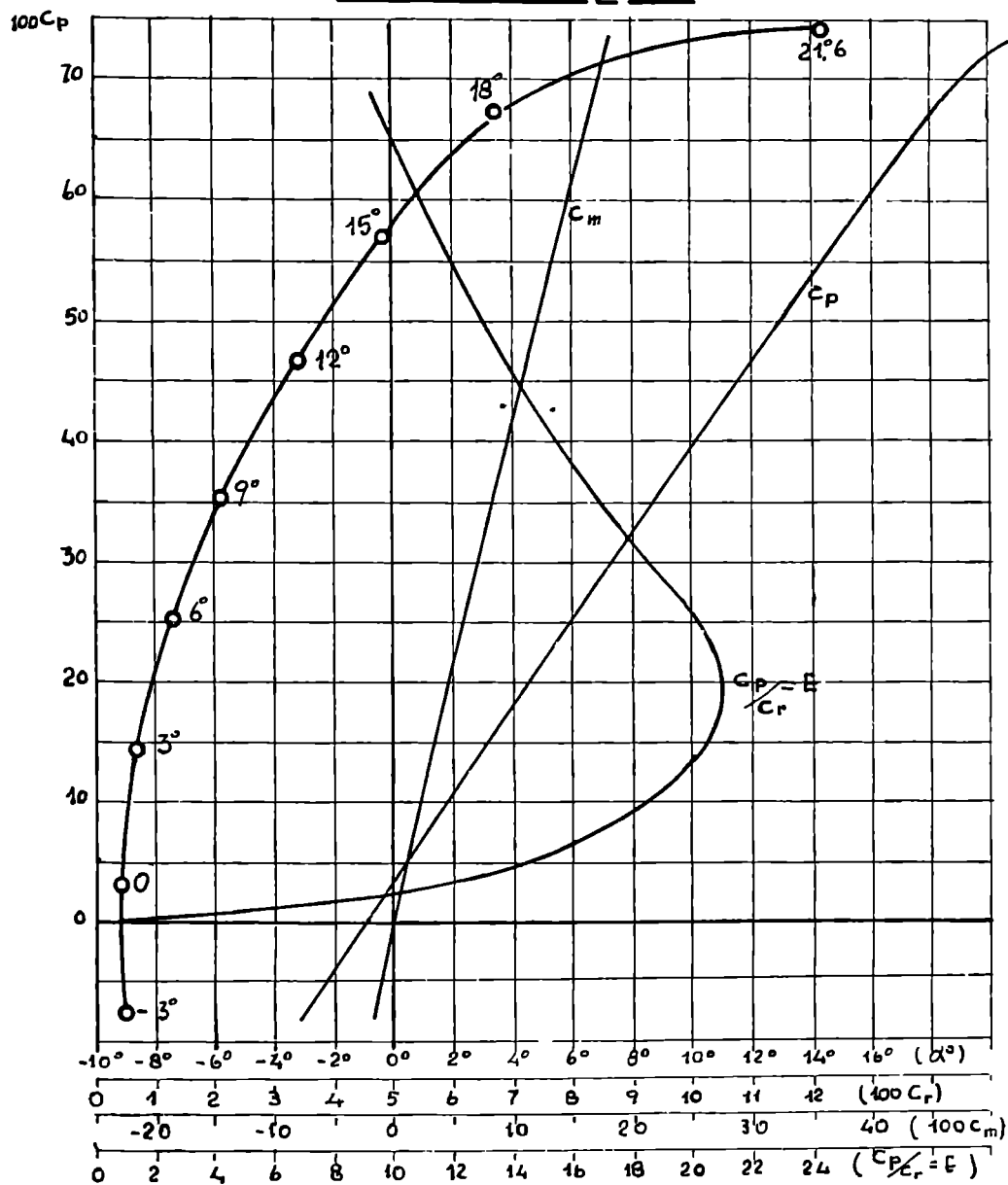


Fig. 127.

PROFILO N.A.C.A. 2 R₂ 12

Quote profilo

x	y_s	y_i
0	0	0
1,25	2,30	—1,52
2,5	3,16	—2,10
5	4,38	—2,76
7,5	5,29	—3,17
10	5,98	—3,42
20	7,58	—3,90
30	8,—	—4,—
40	7,63	—3,98
50	6,73	—3,87
60	5,49	—3,66
70	4,06	—3,27
80	2,61	—2,64
90	1,26	—1,63
95	0,66	—0,95
100	0	0

Caratteristiche aerodinamiche

α°	100 C_p	100 C_r	100 C_m
— 3°	—7,5	0,51	—1,6
0°	3,—	0,44	1,—
3°	14,5	0,72	3,5
6°	25,5	1,25	5,8
9°	35,6	2,10	8,5
12°	47,—	3,38	11,2
15°	57,2	4,80	14,1
18°	67,1	6,75	16,5
21°0,6	74,—	12,10	19,—

Spessore rel. max = 12%

 $\alpha^\circ (C_p = 0) \dots\dots = -0^\circ,48$ 100 $C_{p \max} \dots\dots = 74$ 100 $C_{r \min} \dots\dots = 0,43$ $E_{\max} \dots\dots = 21$ 100 $C_m (C_p = 0) \dots = 0,25$

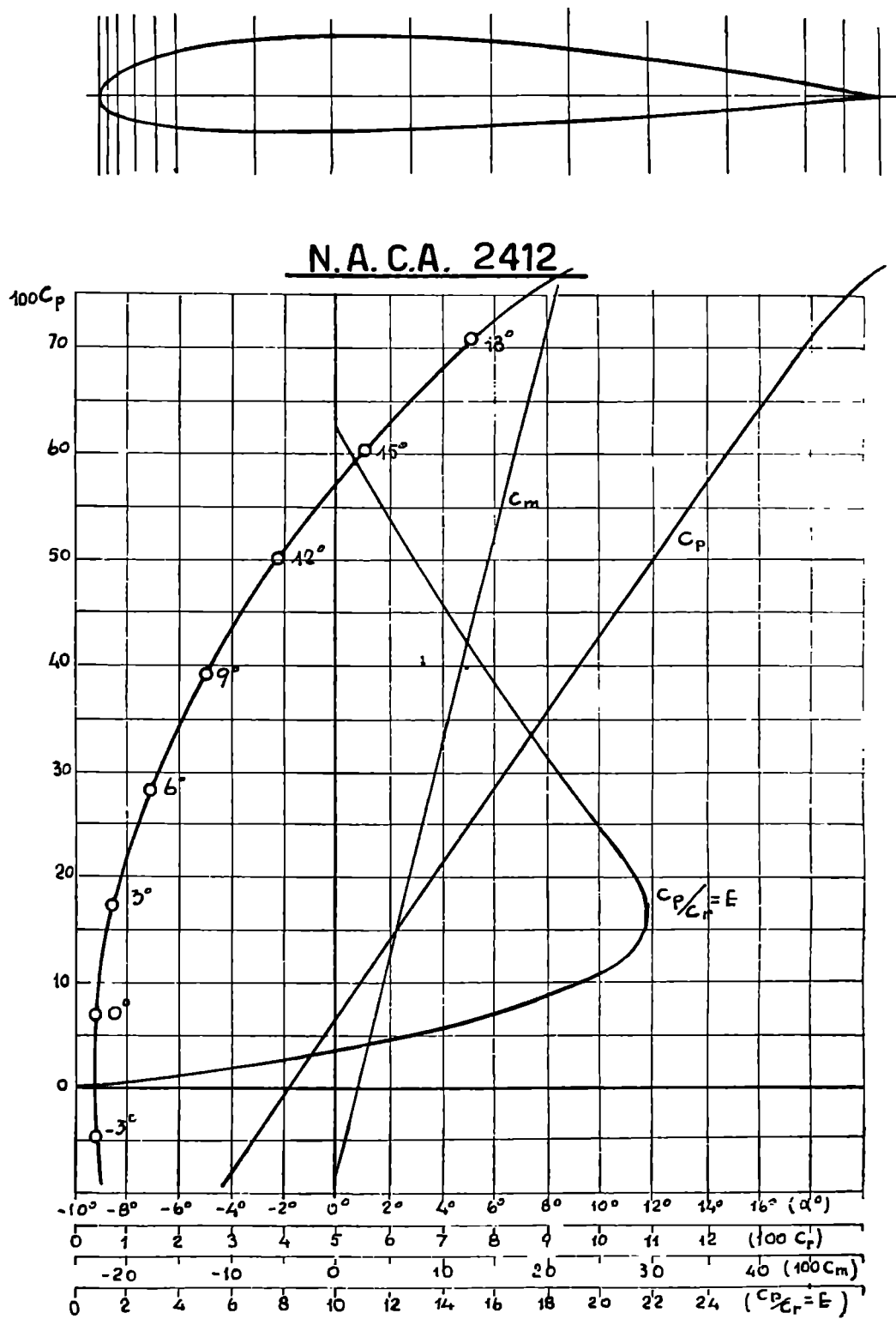


Fig. 128.

PROFILO N.A.C.A. 2412

Quote profilo

x	y_s	y_i
0	0	0
1,25	2,5	—1,65
2,5	2,99	—2,27
5	4,13	—3,01
7,5	4,96	—3,46
10	5,63	—3,75
20	7,26	—4,23
30	7,88	—4,12
40	7,80	—3,80
50	7,24	—3,34
60	6,36	—2,76
70	5,18	—2,14
80	3,73	—1,50
90	2,08	—0,82
95	1,14	—0,48
100	0	0

Caratteristiche aerodinamiche

α°	100 C_p	100 C_r	100 C_m
— 3°	—4,5	0,51	1,—
0°	7,—	0,45	4,—
3°	17,2	0,71	6,2
6°	28,1	1,42	8,7
9°	38,7	2,50	11,5
12°	50,—	3,85	14,2
15°	60,—	5,55	17,—
18°	71,5	7,60	19,9
21° 5	79,4	10,14	22,—

Spessore rel. max = 12%

 $\alpha^\circ (C_p = 0) \dots\dots = -10,45$ 100 $C_{p \max} \dots\dots = 79,4$ 100 $C_{r \min} \dots\dots = 0,40$ $E_{\max} \dots\dots = 21,8$ 100 $C_m (C_p = 0) \dots = 2,2$

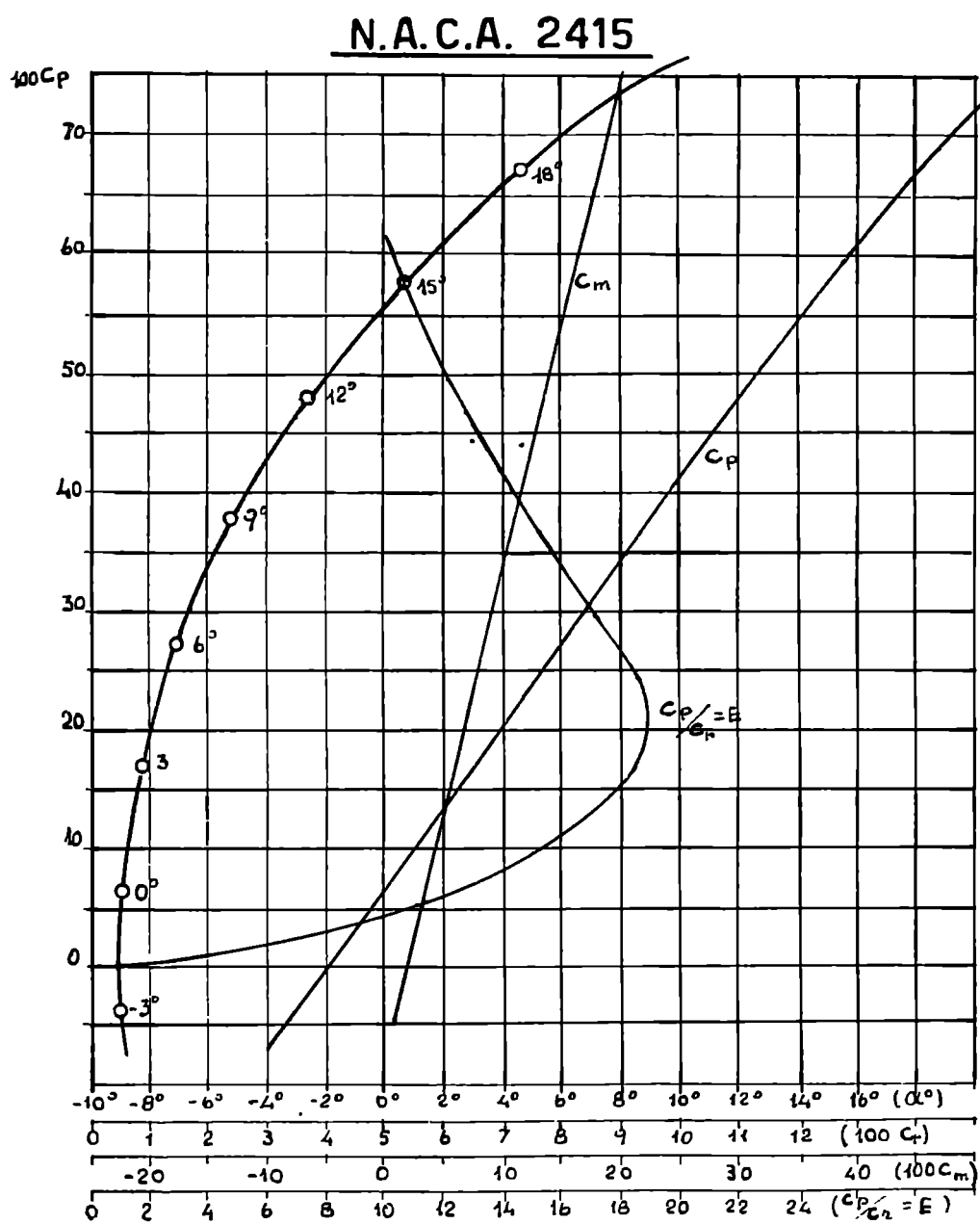
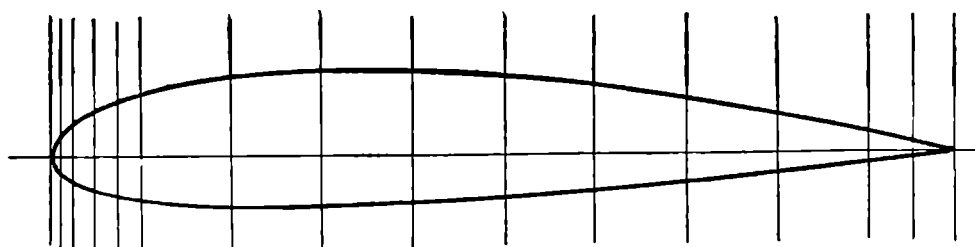


Fig. 129.

PROFILO N.A.C.A. 2415

Quote profilo

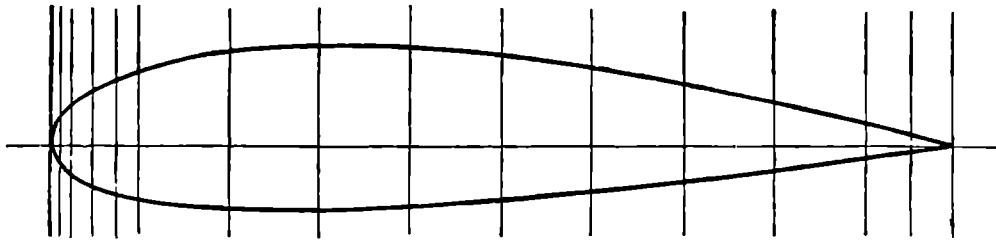
x	y_s	y_i
0	0	0
1,25	2,71	—2,06
2,5	3,71	—2,86
5	5,07	—3,84
7,5	6,06	—4,47
10	6,83	—5,—
20	8,70	—5,66
30	9,38	—5,62
40	9,25	—5,85
50	8,57	—4,67
60	7,50	—3,90
70	6,10	—3,05
80	4,41	—2,15
90	2,45	—1,17
95	1,34	—0,68
100	0	0

Caratteristiche aerodinamiche

α°	100 C_p	100 C_r	100 C_m
— 3°	—3,6	0,46	1,—
0°	6,2	0,52	3,5
3°	17,—	0,85	6,—
6°	27,1	1,45	8,5
9°	37,2	2,40	11,—
12°	47,8	3,78	13,5
15°	57,6	5,35	16,—
18°	67,2	7,28	18,1
22°, 57	78,—	11,30	21,5

Spessore rel. max = 15 %

 $\alpha^\circ (C_p = 0) \dots\dots = -2^\circ$ 100 $C_{p \max} \dots\dots = 78$ 100 $C_{r \min} \dots\dots = 0,45$ $E_{\max} \dots\dots = 19,1$ 100 $C_m (C_p = 0) \dots = 2$



N.A.C.A. 2418

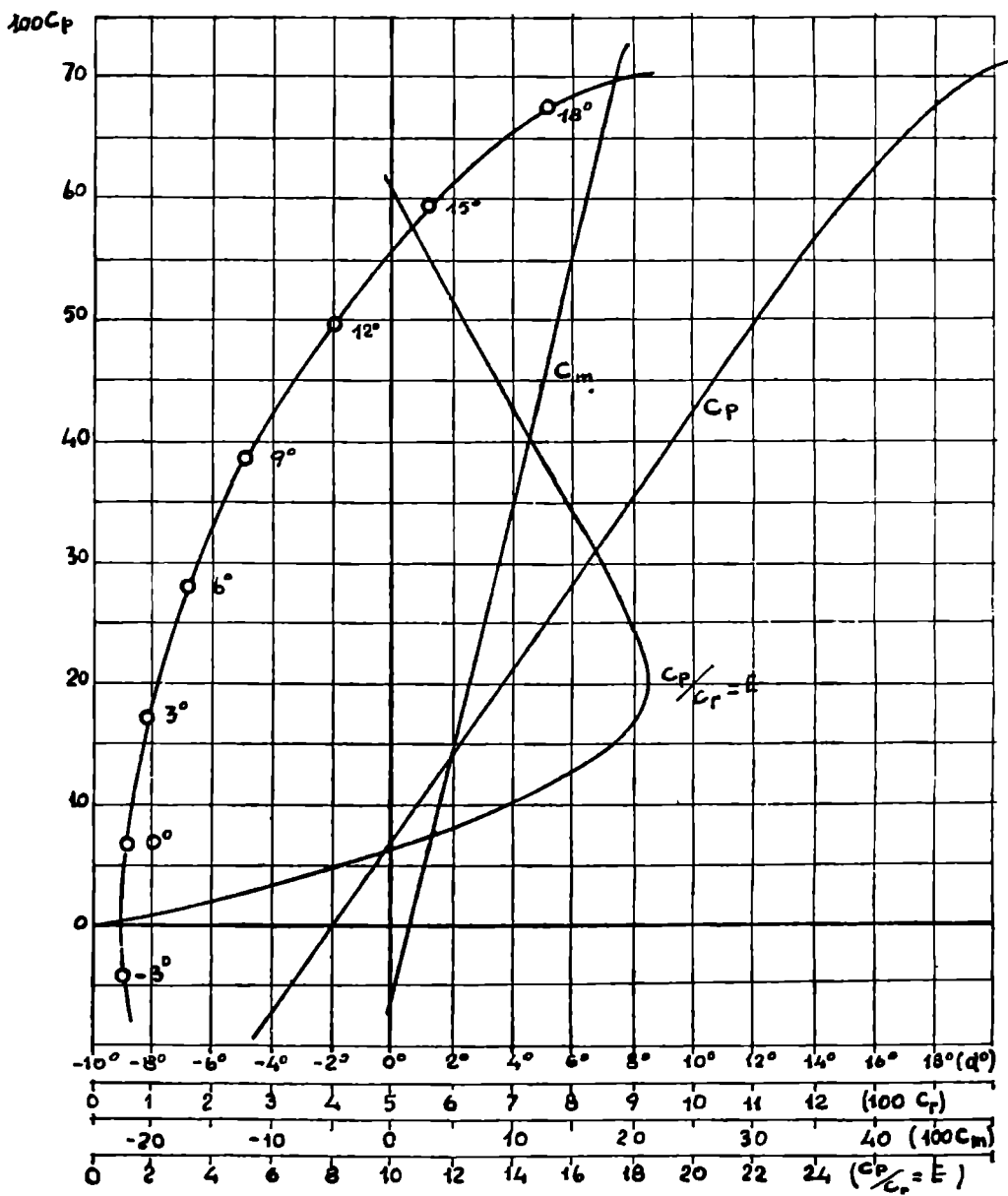


Fig. 130.

PROFILO N.A.C.A. 2418

Quote profilo

x	y_s	y_i
0	0	0
1,25	3,28	- 2,45
2,5	4,45	- 3,44
5	6,03	- 4,68
7,5	7,17	- 5,48
10	8,05	- 6,03
20	10,15	- 7,09
30	10,88	- 7,12
40	10,71	- 6,71
50	9,89	- 5,99
60	8,65	- 5,04
70	7,02	- 3,97
80	5,08	- 2,80
90	2,81	- 1,53
95	1,55	- 0,87
100	0	0

Caratteristiche aerodinamiche

α°	100 C_p	100 C_r	100 C_m
- 3°	- 4,5	0,57	1,-
0°	7,-	0,61	3,5
3°	17,-	0,89	5,7
6°	27,8	1,60	8,3
9°	38,5	2,52	11,-
12°	49,7	4,-	12,6
15°	59,-	5,61	16,-
18°	67,8	7,58	17,3
20° 6	71,6	9,71	18,1

Spessore rel. max = 18%

 $\alpha^\circ (C_p = 0) \dots\dots = - 2^\circ$ 100 $C_{p \max} \dots\dots = 71,6$ 100 $C_{r \min} \dots\dots = 0,56$ $E_{\max} \dots\dots = 18,5$ 100 $C_m (C_p = 0) \dots = 1,88$

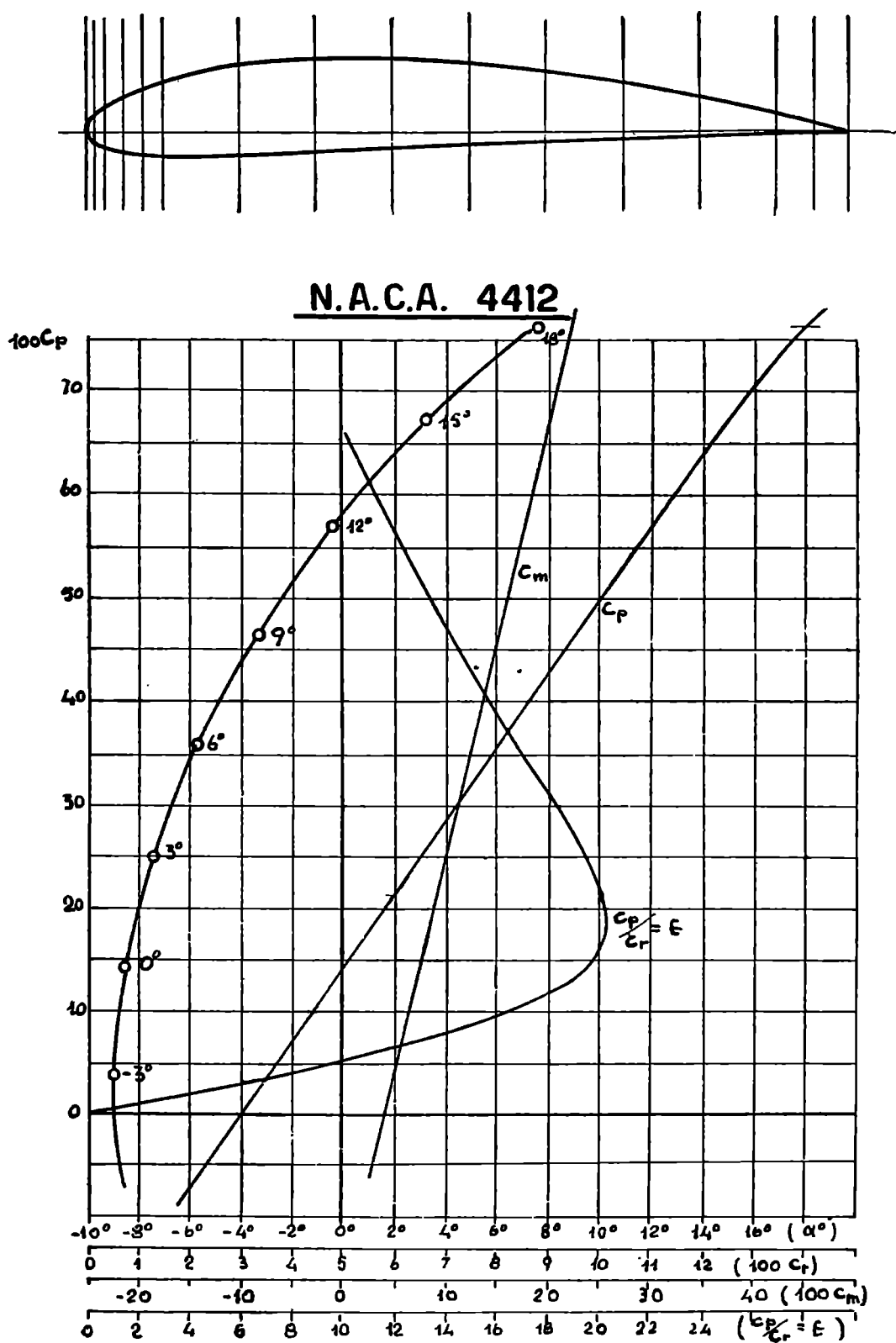


Fig. 131.

PROFILO N.A.C.A. 4412

Quote profilo

x	y_s	y_i
0	0	0
1,25	2,44	—1,43
2,5	3,39	—1,95
5	4,73	—2,49
7,5	5,76	—2,74
10	6,59	—2,86
20	8,80	—2,74
30	9,76	—2,26
40	9,80	—1,80
50	9,19	—1,40
60	8,14	—1,—
70	6,69	—0,65
80	4,89	—0,39
90	2,71	—0,22
95	1,47	—0,15
100	0	0

Caratteristiche aerodinamiche

α°	100 C_p	100 C_r	100 C_m
— 3°	4,—	0,52	5,—
0°	14,2	0,70	7,5
3°	25,—	1,30	10,—
6°	36,—	2,15	12,5
9°	46,3	3,32	15,—
12°	57,2	4,75	17,8
15°	67,3	6,60	20,—
18°	76,5	8,80	22,—
$20^\circ,7$	80,2	10,79	23,—

Spessore rel. max = 12%

 $\alpha^\circ (C_p = 0) \dots\dots = -4^\circ$ 100 $C_{p \max} \dots\dots = 80,2$ 100 $C_{r \min} \dots\dots = 0,51$ $E_{\max} \dots\dots = 20,2$ 100 $C_m (C_p = 0) \dots = 4,35$

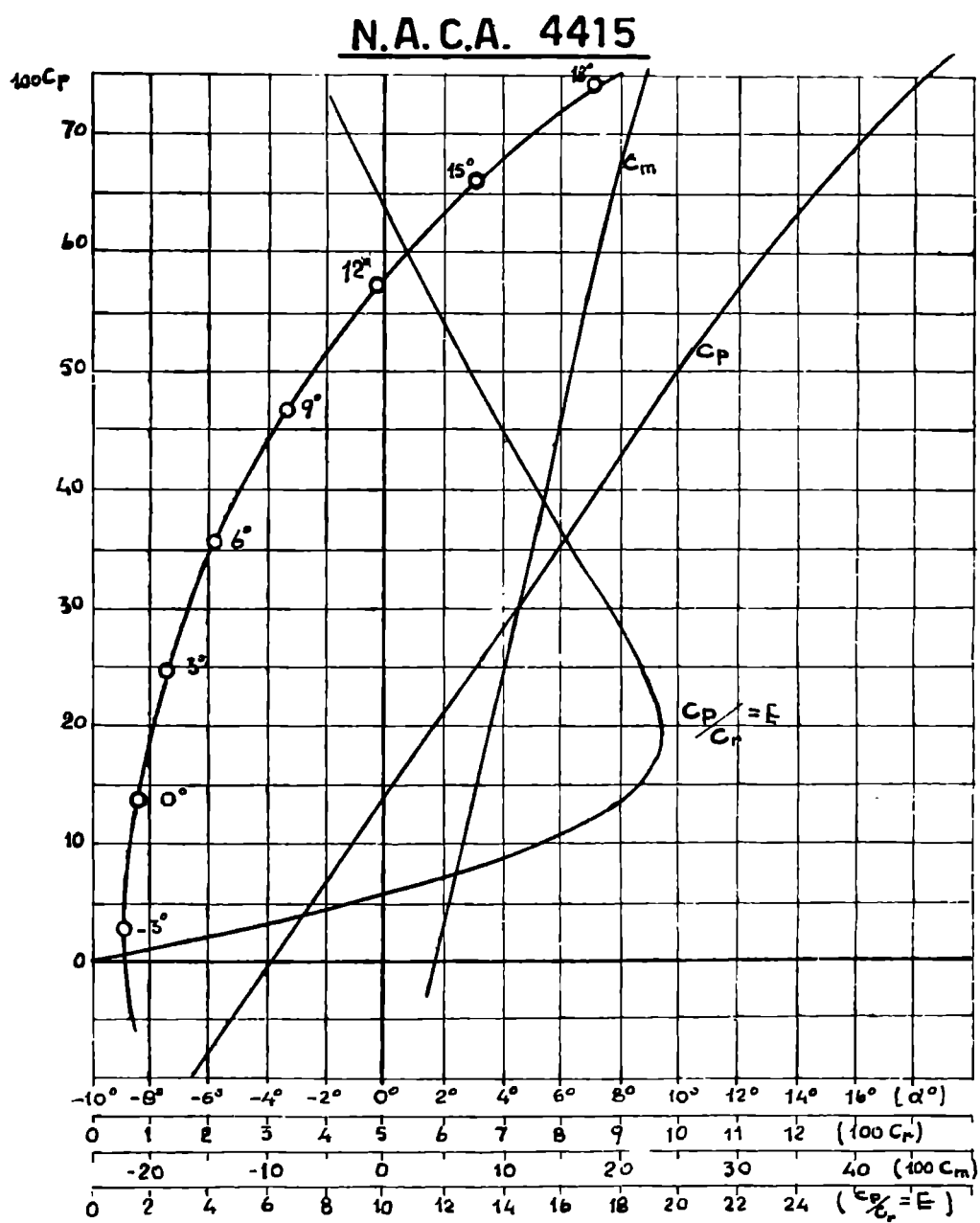
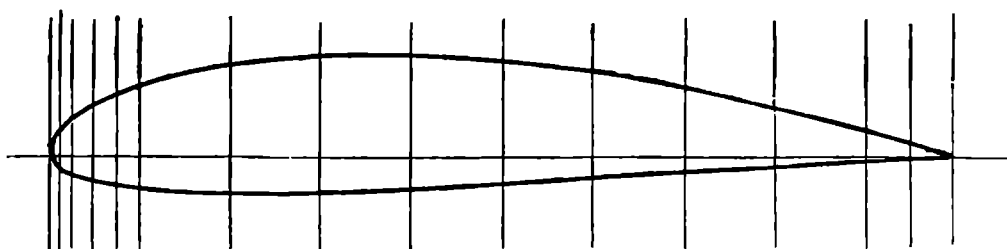


Fig. 132.

PROFILO N.A.C.A. 4415

Quote profilo

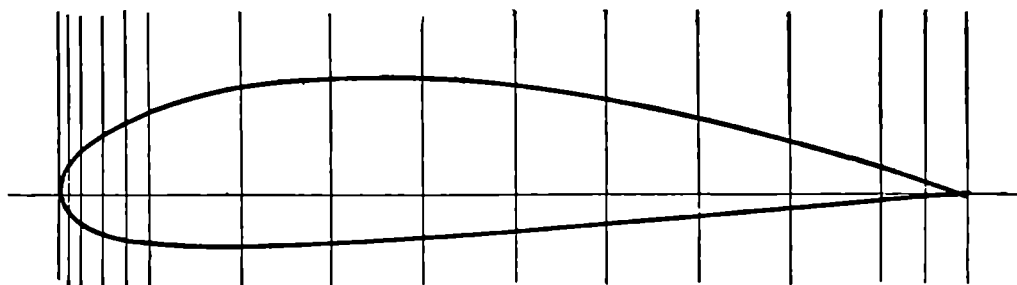
x	y_s	y_i
0	0	0
1,25	3,07	—1,79
2,5	4,17	—2,48
5	5,74	—3,27
7,5	6,91	—3,71
10	7,84	—3,98
20	10,25	—4,15
30	11,25	—3,75
40	11,25	—3,35
50	10,53	—2,72
60	9,30	—2,14
70	7,63	—1,55
80	5,55	—1,03
90	3,08	—0,57
95	1,67	—0,36
100	0	0

Caratteristiche aerodinamiche

α°	100 C_p	100 C_r	100 C_m
— 3°	5,5	0,55	5,—
0°	13,7	0,75	7,5
3°	24,5	1,28	10
6°	35,9	2,10	12,6
9°	46,5	3,30	15,4
12°	57,2	4,82	17,5
15°	65,8	6,50	19,9
18°	74,—	8,55	22,—
$20^\circ,7$	78,5	10,96	23,5

Spessore rel. max = 15 %

 $\alpha^\circ (C_p = 0) \dots\dots = -3^\circ,48$ 100 $C_{p \max} \dots\dots = 78,5$ 100 $C_{r \min} \dots\dots = 0,55$ $E_{\max} \dots\dots = 19,5$ 100 $C_m (C_p = 0) \dots = 4,15$



N.A.C.A. 4418

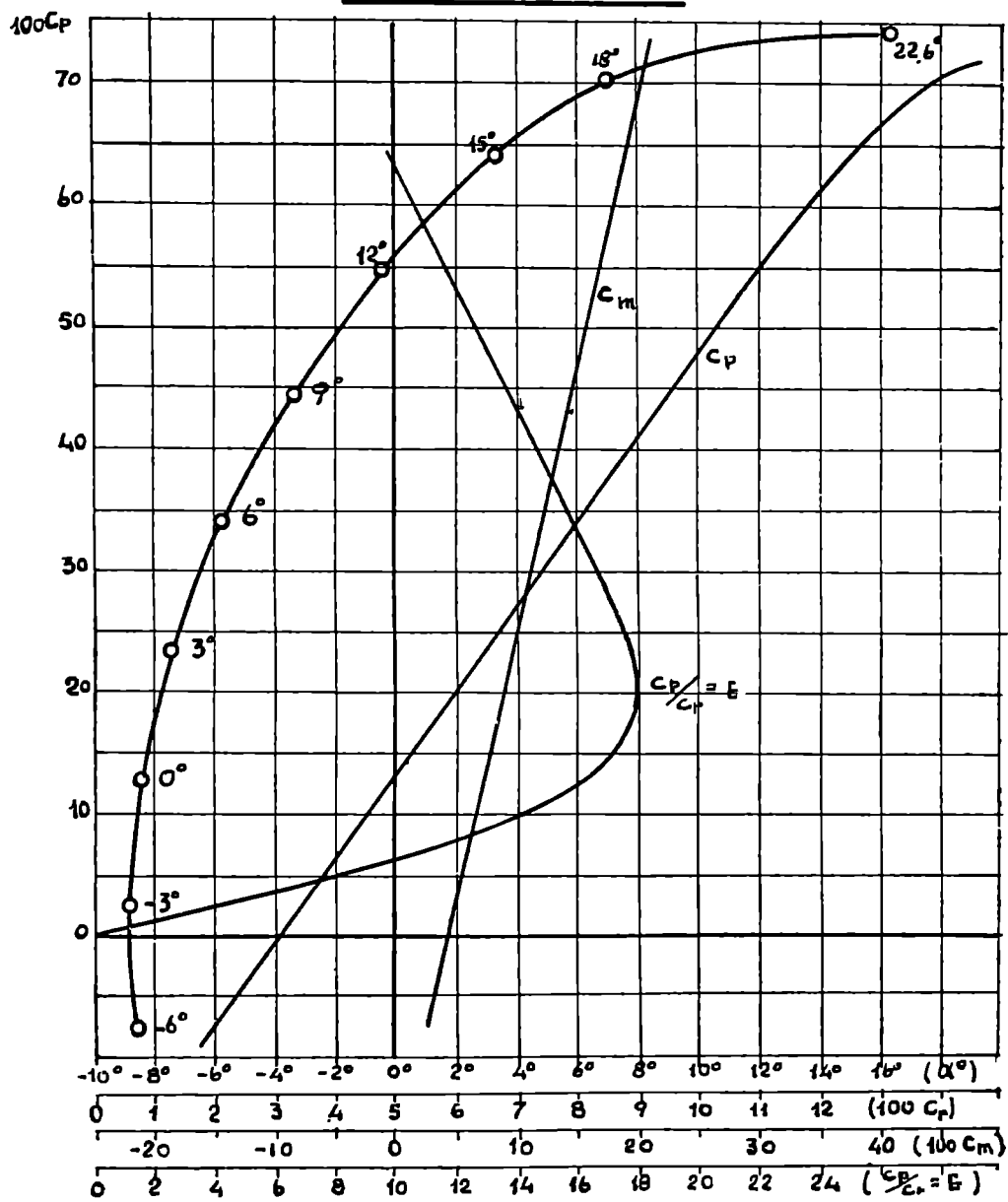


Fig. 133.

PROFILO N.A.C.A. 4418

Quote profilo

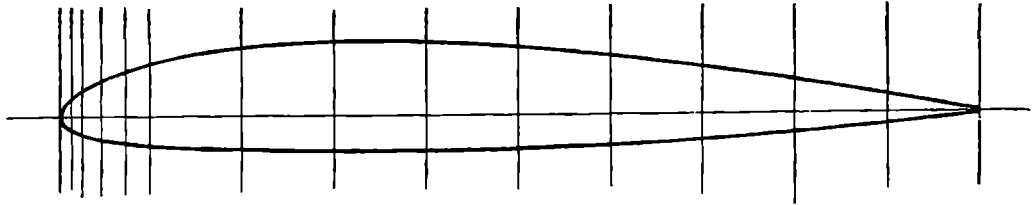
x	y_s	y_i
0	0	0
1,25	3,76	—2,11
2,5	5,—	—2,99
5	6,75	—4,06
7,5	8,06	—4,76
10	9,11	—5,07
20	11,72	—5,56
30	12,76	—5,26
40	12,70	—4,70
50	11,85	—4,02
60	10,44	—3,24
70	8,55	—2,45
80	6,22	—1,67
90	3,46	—0,93
95	1,89	0,55
100	0	0

Caratteristiche aerodinamiche

α°	100 C_p	100 C_r	100 C_m
— 3°	2,4	0,60	5,—
0°	13,1	0,80	7,2
3°	23,5	1,25	9,9
6°	34,2	2,10	12,—
9°	44,5	3,30	14,5
12°	55,—	4,75	16,8
15°	64,2	6,60	19,—
18°	70,—	8,50	20,5
$22^\circ,6$	73,5	13,19	—

Spessore rel. max = 18%

 $\alpha^\circ (C_p = 0) \dots\dots = -3^\circ,48$ 100 $C_{p\ max} \dots\dots = 73,5$ 100 $C_{r\ min} \dots\dots = 0,60$ $E_{max} \dots\dots = 18$ 100 $C_m (C_p = 0) \dots\dots = 3,9$



GOTTINGA 676

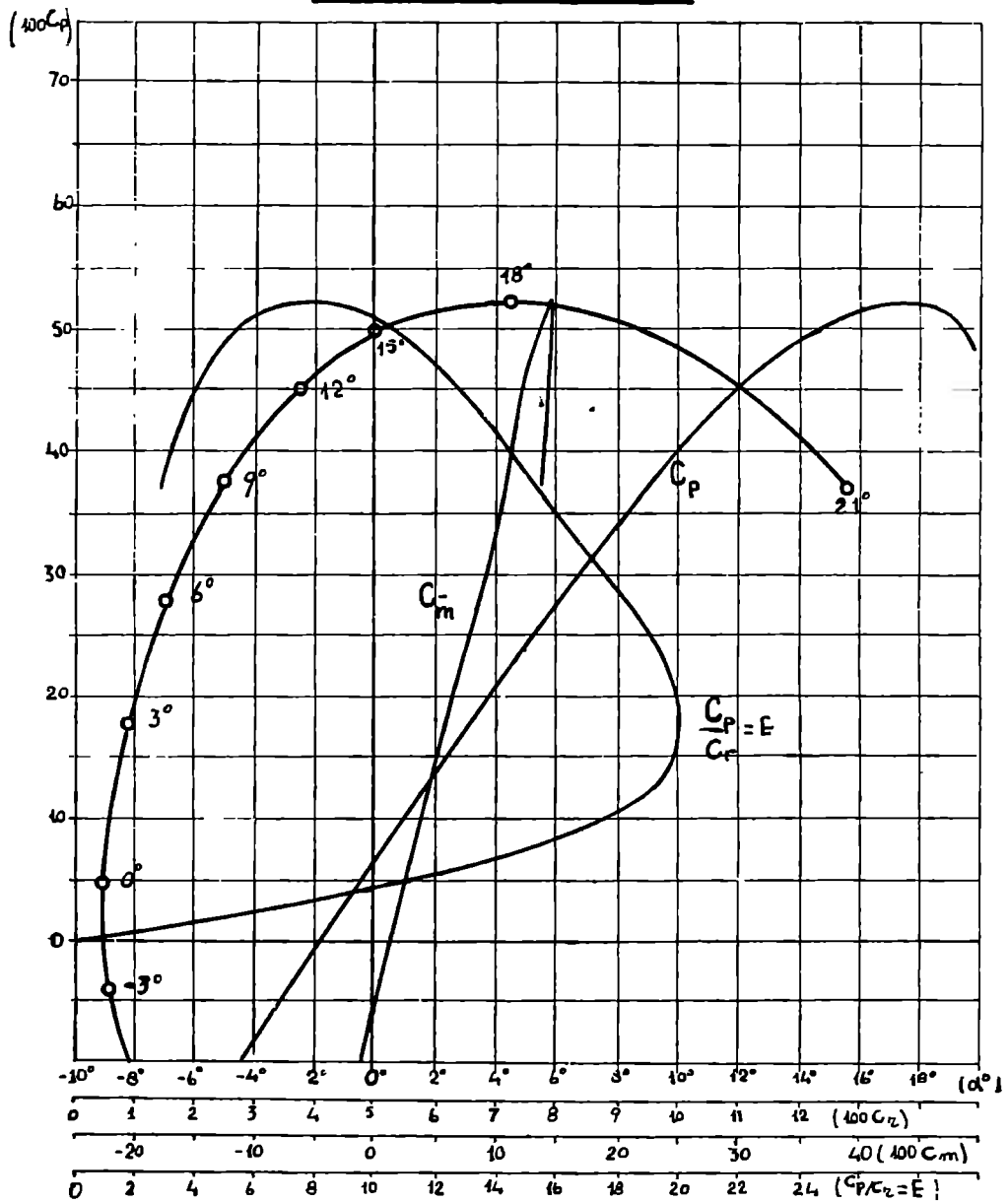


Fig. 134.

GOTTINGA 676

Quote profilo

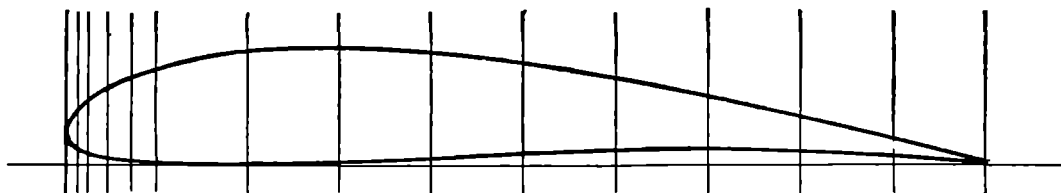
x	y_s	y_i
0	0	0
1,25	1,85	—1,60
2,5	2,70	—2,15
5	3,95	—2,70
7,5	4,85	—3,—
10	5,50	—3,25
20	7,35	—3,70
30	7,95	—3,95
40	7,85	—3,95
50	7,25	—3,75
60	6,20	—3,45
70	4,95	—2,95
80	3,40	—2,25
90	1,80	—1,25
95	0,95	—0,70
100	0,15	0,15

Caratteristiche aerodinamiche

α^0	100 C_p	100 C_r	100 C_m
— 6°	—13,—	0,90	—1,5
— 3°	— 3,9	0,59	—0,3
0°	5,1	0,47	2,3
3°	17,2	0,85	5,2
6°	28,1	1,55	8,3
9°	37,8	2,45	11,—
12°	45,—	3,65	12,2
15°	50,—	4,95	13,5
18°	52,5	7,20	14,5
21°	37,—	12,80	13,5

Spessore rel. max = 11,9%

 $\alpha^0 (C_p = 0) \dots\dots = -2^0$ 100 $C_{p \max} \dots\dots = 52,5$ 100 $C_{r \min} \dots\dots = 0,44$ $E_{\max} \dots\dots = 20,2$ 100 $C_m (C_p = 0) \dots\dots = 1,3$



GOTTINGA 532

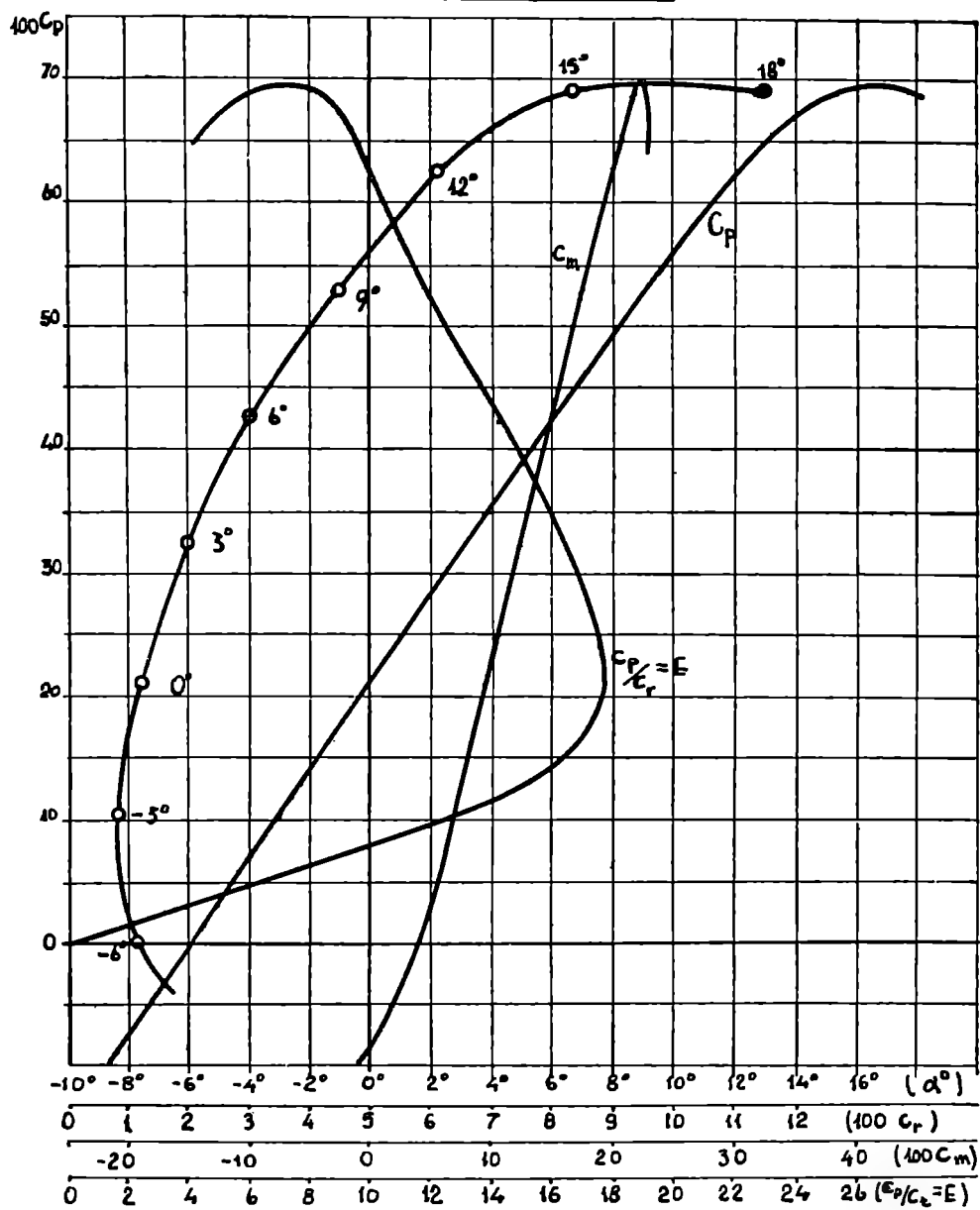


Fig. 135.

GOTTINGA 532

Quote profilo

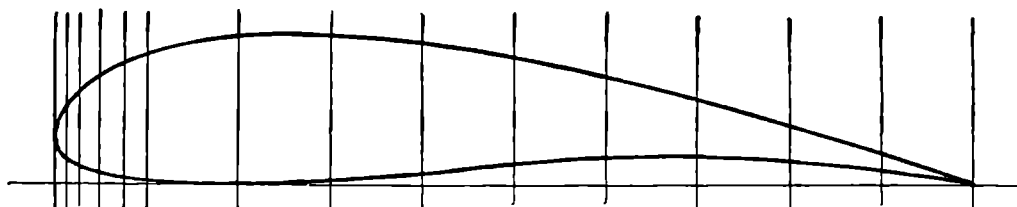
x	y_s	y_i
0	2,45	2,45
1,25	5,85	1,15
2,5	7,05	0,80
5	8,55	0,50
7,5	9,65	0,30
10	10,55	0,15
20	12,25	0,00
30	12,75	0,25
40	12,05	0,65
50	10,70	1,05
60	9,—	1,35
70	7,10	1,50
80	4,90	1,35
90	2,60	0,80
95	1,40	0,45
100	0,10	0,10

Caratteristiche aerodinamiche

α^0	100 C_p	100 C_r	100 C_m
— 6°	0,35	1,17	4,4
— 3°	11,—	0,85	7,6
0°	21,2	1,20	9,4
3°	32,5	2,—	12,3
6°	42,5	3,02	15,—
9°	52,5	4,50	17,7
12°	62,3	6,12	20,—
15°	68,8	8,35	22,—
18°	69,2	11,50	22,7
21°	64,—	15,30	22,8

Spessore rel. max = 12,5 %

 $\alpha^0 (C_p = 0) \dots\dots = -6^0$ 100 $C_{p \max} \dots\dots = 70$ 100 $C_{r \min} \dots\dots = 0,80$ $E_{\max} \dots\dots = 17,7$ 100 $C_m (C_p = 0) \dots\dots = 4$



GOTTINGA 535

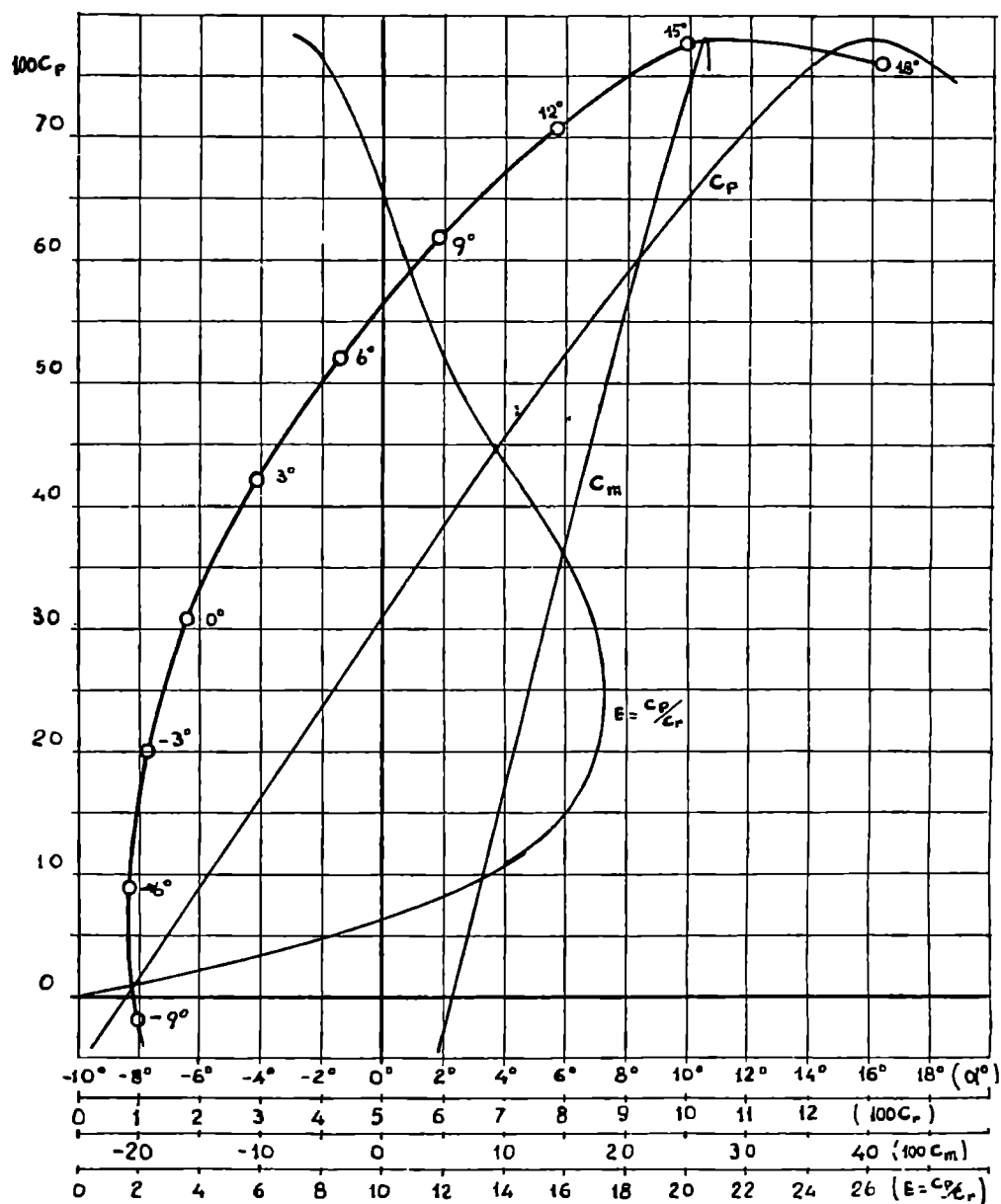


Fig. 136.

GOTTINGA 535

Quote profilo

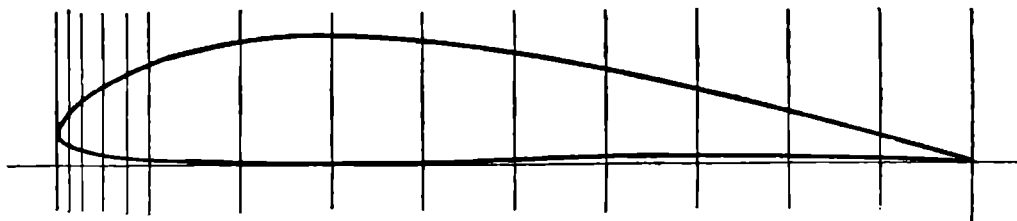
x	y_s	y_i
0	4,30	4,30
1,25	8,39	2,30
2,5	9,75	1,55
5	11,55	0,80
7,5	12,90	0,50
10	13,95	0,30
20	16,05	0,00
30	16,30	0,25
40	15,35	1,15
50	13,75	2,20
60	11,65	3,—
70	9,22	3,—
80	6,55	2,50
90	3,55	1,45
95	1,90	0,65
100	0,15	0,15

Caratteristiche aerodinamiche

α^0	100 C_p	100 C_r	C_m 100
— 6°	8,7	0,80	8,—
— 3°	20,—	1,18	11,—
0°	30,8	1,82	13,5
3°	42,—	2,90	16,2
6°	52,—	4,35	18,7
9°	62,—	5,95	21,3
12°	70,8	7,85	24,—
15°	77,5	10,—	26,—
18°	71,—	13,20	26,5

Spessore rel. max = 16,05 %

 α^0 ($C_p = 0$) = — 8°,5100 $C_{p \max}$ = 7810 $C_{r \min}$ = 0,8 $E_{\max}$ = 17,2100 C_m ($C_p = 0$) . = 5,8



GOTTINGA 549

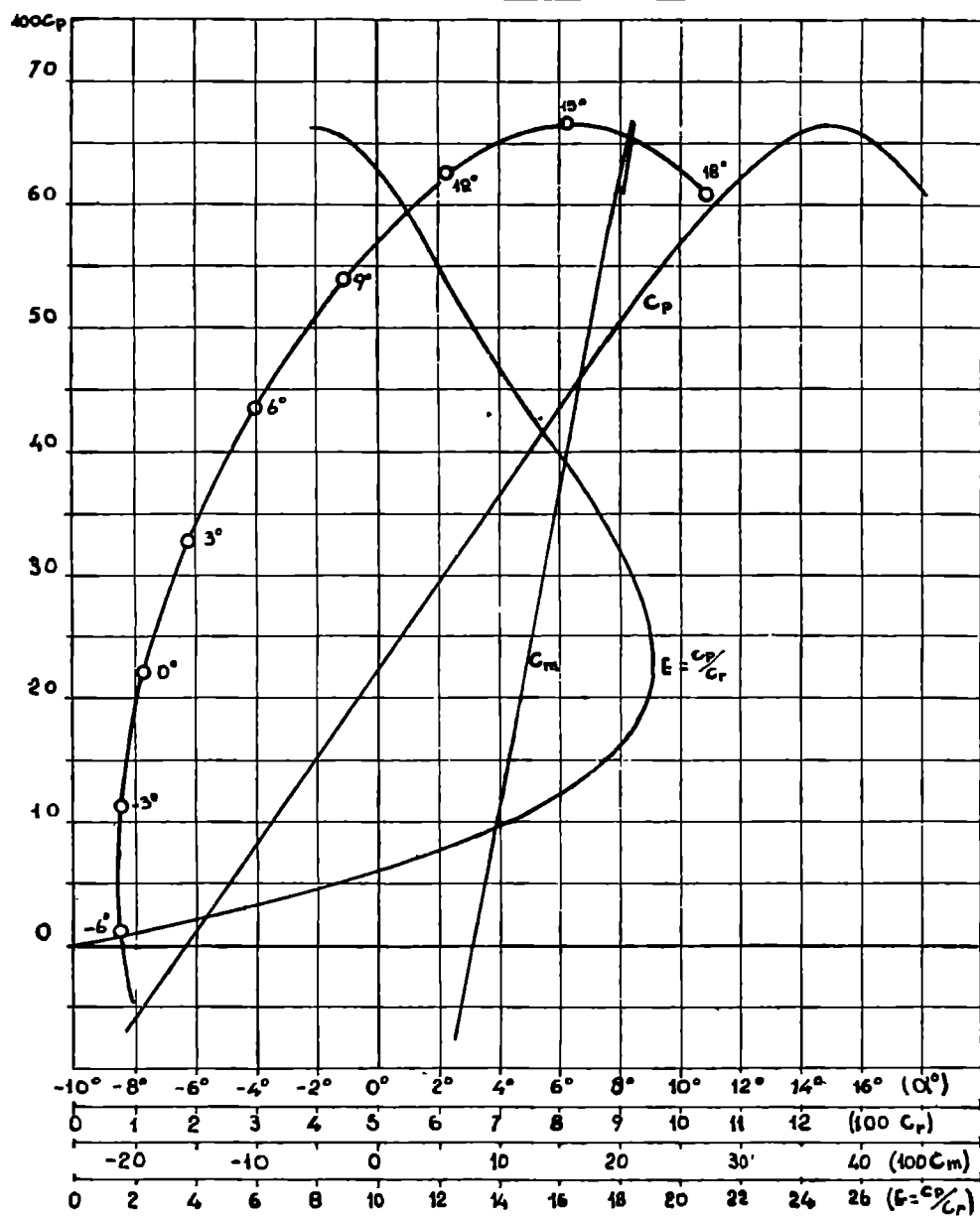


Fig. 137.

GOTTINGA 549

Quote profilo

x	y_s	y_i
0	3,45	3,45
1,25	5,70	1,95
2,5	6,80	1,60
5	8,45	1,10
7,5	9,65	0,75
10	10,70	0,55
20	13,20	0,05
30	13,85	0,00
40	13,40	0,10
50	12,05	0,30
60	10,05	0,55
70	7,90	0,65
80	5,35	0,55
90	2,70	0,30
95	1,40	0,15
100	—	—

Caratteristiche aerodinamiche

α^0	100 C_p	100 C_r	100 C_m
— 6°	1,—	0,77	8,—
— 3°	11,5	0,74	9,8
0°	22,—	1,15	12,2
3°	33,—	1,85	14,5
6°	43,5	2,95	16,5
9°	54,—	4,45	18,5
12°	62,5	6,10	20,—
15°	66,5	8,15	21,5
18°	61,—	10,40	20,5

Spessore rel. max = 13,85 %

 $\alpha^0 (C_p = 0) \dots\dots = - 6^0,2$ 100 $C_{p \max} \dots\dots\dots = 66,5$ 100 $C_{r \min} \dots\dots\dots = 0,74$ $E_{\max} \dots\dots\dots = 19,8$ 100 $C_m (C_p = 0) \dots\dots = 7,9$

31. - *Resistenze passive dei vari elementi di un aliante.*

Riportiamo per utilità del lettore, come dato orientativo, i coefficienti di resistenza di alcuni elementi interessanti gli alianti.

Come è già stato detto precedentemente i coefficienti sono riferiti alla sezione maestra, cioè alla sezione massima fatta con un piano perpendicolare al moto.

Piastre piane rettangolari. — Il coefficiente di resistenza $100 C_r$ di piastre è funzione dell'allungamento e del numero di Reynolds.

Per piastre piane isolate: $100 C_r = 65$; per piastre piane usate per i diruttori (tenendo conto dell'interferenza con l'ala)

$$100 C_r = 85$$

come valore medio per i normali numeri di Reynolds che si hanno in questi velivoli.

Fili-cavi-profilati. — Per fili tondi disposti normalmente al vento il coefficiente di resistenza si può tenere:

$$100 C_r = 60$$

Per cavi a sezione non regolare si può porre:

$$100 C_r = 72$$

Data l'elevata resistenza dei fili e dei cavi, questi vengono sostituiti con profilati, generalmente a sezione lenticolare, forma abbastanza buona aerodinamicamente e di semplice realizzazione costruttiva.

Il coefficiente per profilati si può tenere:

$$100 C_r = 20$$

Montanti sagomati. — Negli alianti i montanti si possono fare semplicemente con tubi d'acciaio a sezione circolare. Ma più generalmente, per diminuire la forte resistenza, vengono fatti con profilati in metallo od in legno con amina metallica.

Riportiamo i coefficienti di resistenza per diversi tipi di sezione. Come si vede aumentando troppo la lunghezza della sezione rispetto allo spessore il coefficiente di resistenza aumenta.

Il valore ottimo della lunghezza della sezione è quello circa tre volte lo spessore.

Nella tabella seguente sono riportati i valori per incidenza dell'asse maggiore della sezione del montante di 0° , 5° e 10° .

Come si vede i coefficienti aumentano sensibilmente con l'angolo d'incidenza.

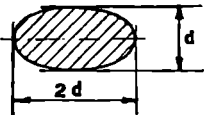
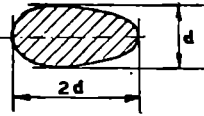
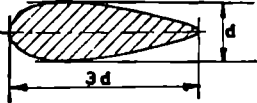
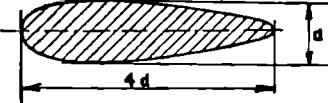
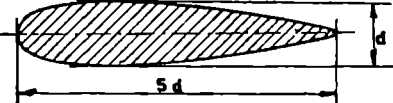
Tipo di sezione	100 C_r		
	0°	5°	10°
	62	62	62
	31,5	41	94
	6,5	7,2	16,5
	2,8	3,64	8,4
	4,3	5,6	12,9
	4,3	5,6	12,9

Fig. 138.

Fusoliere. — Data la grande varietà delle possibili forme delle fusoliere degli aeroplani è difficile poter prevedere le caratteristiche di resistenza di una di esse di un nuovo progetto, se non ricorrendo alle prove alla galleria del vento.

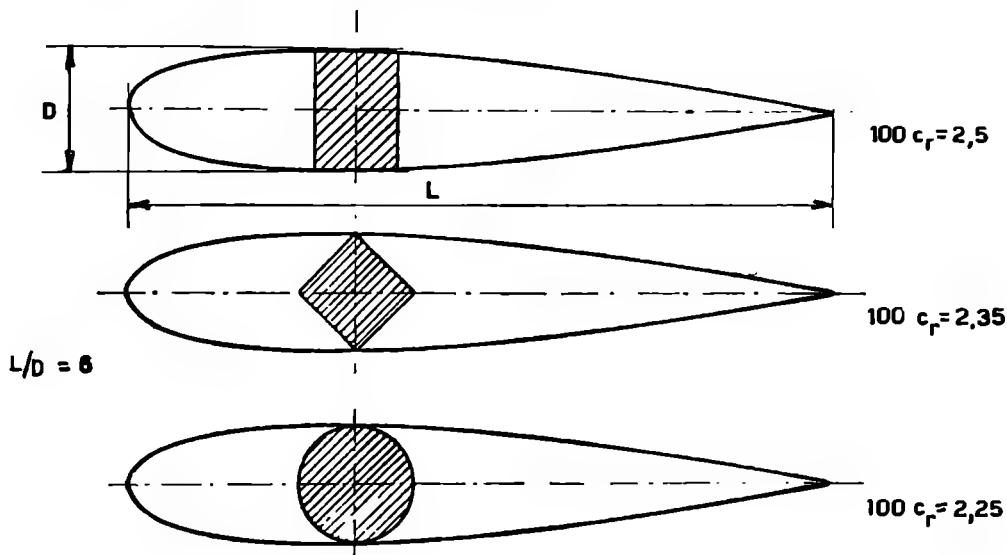
Con grossa approssimazione si può dedurre quale sarà il coefficiente di resistenza confrontandola con altre fusoliere già sperimentate.

Nel campo delle costruzioni velovelistiche la forma di questi elementi è abbastanza semplice ma però mancano risultati sperimentali.

I valori delle resistenze che riportiamo non si riferiscono perciò a fusoliere di alianti, ma possono ugualmente essere di utile riferimento per avere una idea dell'ordine di grandezza di questi valori (fig. 130).

Nei tre tipi seguenti si nota come la minima resistenza sia poco diversa e potrebbe sembrare che non esista perciò differenza fra sezione circolare o quadrata. Si noti però l'importanza che assume la forma della sezione agli effetti dell'aumento del coefficiente di resistenza per

angoli di deriva o di picchiata: con un angolo di 10° , rispetto all'asse della fusoliera per cui si ha la minima resistenza, si ha un aumento di questa di circa il 230% se è a sezione quadrata, mentre non raggiunge che il 33% nel caso di sezione circolare.

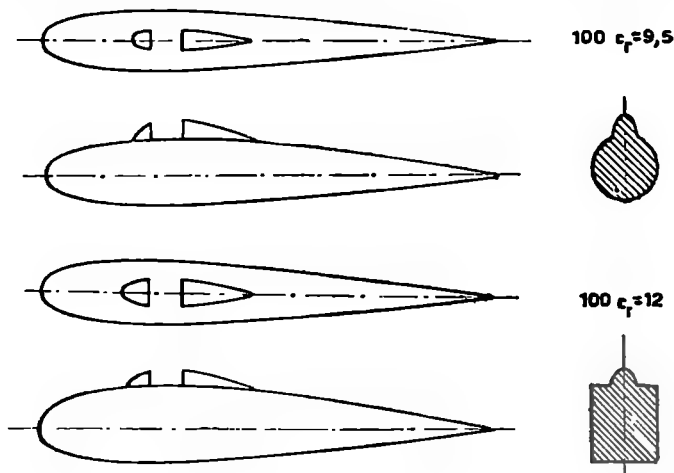


I valori dei coefficienti di resistenza di fusoliera con abitacolo aperto possono variare da:

$$100 c_r = 9, — \div 18$$

Due tipi di fusoliera aperta sono qui riportati: il primo a sezione rettangolare, il secondo a sezione circolare (fig. 140).

Per fusoliera a cabina chiusa; come è nella generalità dei buoni



veleggiatori, si possono avere coefficienti di resistenza abbastanza prossimi a quelli dei buoni corpi affusolati, cioè:

$$100 c_r = 4,5 \div 5$$

Per la fusoliera qui riportata in figura si sono avuti i seguenti valori del coefficiente di resistenza:

a 0° di incidenza	100 c_r = 4,4
a 10° »	100 c_r = 7,1
a 20° »	100 c_r = 15,45

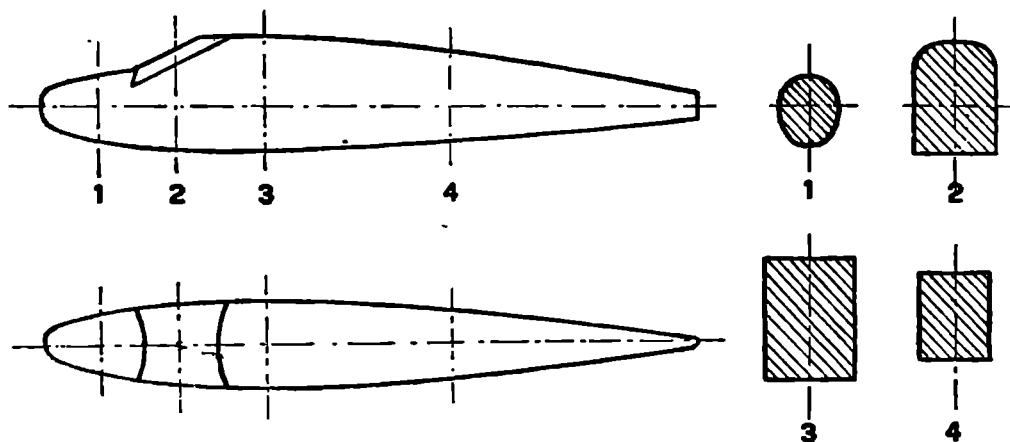


Fig. 141.

Come si vede la resistenza aumenta notevolmente, com'è d'altra parte prevedibile, con l'aumento dell'angolo d'incidenza specialmente per fusoliere a sezione quadrata o poligonale con pochi lati.

Per un calcolo in prima approssimazione possiamo tenere perciò per fusoliere di alianti:

per fusoliere poligonali con abitacolo aperto (es. veleggiatore « Asiago »):

$$100 c_r = 8 \div 10$$

idem come sopra, ma con abitacolo chiuso:

$$100 c_r = 7 \div 8$$

per fusoliere a sezione curva con rivestimento in compensato e di buon avviamento (es. veleggiatore « Papero »):

$$100 c_r = 4 \div 5$$

Ruote. — Per il coefficiente di resistenza delle ruote che vengono usate generalmente negli alianti (ruote a bassa pressione a disco) si può tenere:

$$100 c_r = 15$$

in cui la superficie di riferimento è quella che si ottiene moltiplicando il diametro per la larghezza massima della ruota.

Negli alianti le ruote (in genere una) sono quasi sempre sporgenti solo in parte dalla fusoliera; ma però tenendo conto della interferenza con essa, si può considerare la resistenza della ruota completa.

32. - Appendice.

Esempio di calcolo aerodinamico di un aliante. — Applichiamo qui con un semplice esempio quelle nozioni elementari di aerodinamica trattate al calcolo delle caratteristiche di volo di un aliante veleggiatore.

L'apparecchio in questione sia un veleggiatore della categoria « Olimpia » con m. 15 di apertura. I dati caratteristici a noi necessari sono:

Apertura alare	m	15,—
Superficie	m ²	15,—
Allungamento	$\lambda =$	15
Corda all'incastro	m	1,40
Corda virtuale all'estremità	m	0,60
Profilo all'incastro	N.A.C.A.	4415
Profilo all'estremità	N.A.C.A. 2 R ₁ 12 a	—3°
Superficie impennaggio orizzontale	m ²	2,10
Superficie impennaggio verticale	m	0,90
Profilo impennaggi	N.A.C.A. M.	3
Sezione maestra fusoliera	m ²	0,48
Peso totale velivolo	kg	250,—
Carico alare	kg/m ²	16,70

L'architettura è quella di un apparecchio ad ala alta a sbalzo a pianta trapezoidale, fusoliera a guscio con rivestimento in compensato.

L'abitacolo pilota è chiuso con capottina ben avviata e raccordata alla fusoliera. Impennaggi anch'essi a sbalzo.

Il velivolo è munito di pattino e di ruota sporgente per metà circa.

Caratteristiche aerodinamiche dell'ala. — Cominciamo il nostro calcolo con l'elemento più importante aerodinamicamente (che lo è anche dal punto di vista costruttivo) cioè l'ala. •

Come si è visto essa ha il profilo N.A.C.A. 4415 all'incastro e il N.A.C.A. 2 R₁ 12 all'estremità calettato a — 3°: l'ala ha cioè uno svergolamento negativo di 3°.

La variazione dei profili sia lineare fra l'incastro e l'estremità.

Nelle tabelle a pag. 171 e 183 abbiamo i valori delle caratteristiche aerodinamiche C_D , C_r , C_m per allungamento $\lambda = 5$.

Consideriamo allora l'ala schematica senza gli arrotondamenti d'estremità (fig. 142).

Ricaviamo i coefficienti di riduzione per i due profili. Le aree parziali S_1' e S_2' sono:

$$S_1' = \frac{1,40 + \left(\frac{1,40 + 0,60}{2} \right)}{2} \cdot 3,75 = 4,5 \text{ m}^2.$$

$$S_2' = \frac{\left(\frac{1,40 + 0,60}{2} \right) + 0,60}{2} \cdot 3,75 = 3 \text{ m}^2.$$

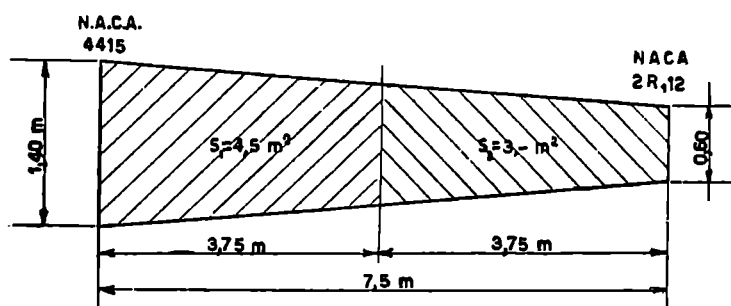


Fig. 142.

La superficie dell'ala è:

$$S = 15 \text{ m}^2$$

per cui i coefficienti di riduzione risultano:

per il N.A.C.A. 4415:

$$\frac{2 \cdot S_1'}{S} = \frac{9}{15} = 0,60$$

e per il N.A.C.A. 2 R₁ 12:

$$\frac{2 \cdot S_2'}{S} = \frac{6}{15} = 0,40$$

Per comodità di calcolo riportiamo in una tabella i valori di C_p , C_r per $\lambda = 5$ dei due profili e di fianco i nuovi valori ridotti ottenuti, cioè, moltiplicando i primitivi per i rispettivi coefficienti di riduzione.

Noti così i coefficienti C_p e C_r ridotti, per ottenere quelli dell'ala completa per $\lambda = 5$ basta sommarli fra loro tenendo conto che il profilo d'estremità — N.A.C.A. 2 R₁ 12 — è calettato a — 3° rispetto a quello d'incastro — N.A.C.A. 4415 — a cui vengono riferite le incidenze.

N.A.C.A. 4415 — $\lambda = 5$

α°	100 C_p	100 C_r	Valori ridotti	
			100 $C_p \cdot 0,60$	100 $C_r \cdot 0,60$
— 3°	5,5	0,55	3,5	0,35
0°	13,7	0,75	8,2	0,45
3°	24,5	1,28	14,7	0,77
6°	35,9	2,10	21,5	1,26
9°	46,5	3,30	27,9	1,98
12°	57,2	4,82	34,3	2,99
15°	65,8	6,50	39,5	3,90
18°	74,·	8,55	44,5	5,13
20°,7	78,5	10,96	47,2	6,57

N.A.C.A. 2 R₁ 12 — $\lambda = 5$

α°	100 C_p	100 C_r	Valori ridotti	
			100 $C_p \cdot 0,40$	100 $C_r \cdot 0,40$
— 6°	— 15,·	0,48	— 6,·	0,32
— 3°	— 6,·	0,44	— 2,4	0,18
0°	4,·	0,44	1,6	0,18
3°	11,8	0,75	4,7	0,30
6°	27,5	1,40	11,·	0,56
9°	38,·	2,38	15,2	0,96
12°	48,5	3,62	19,4	1,45
15°	59,1	5,35	23,6	2,14
18°	68,5	7,25	27,4	2,90

Ad esempio a 0° abbiamo:

$$100 C_p = 8,2 + (-2,40) = 5,8$$

$$100 C_r = 0,45 + 0,18 = 0,63$$

I valori così ottenuti e quello dell'efficienza $E = C_p/C_r$ sono riportati nella tabella seguente:

α°	100 C_p	100 C_r	$E = \frac{C_p}{C_r}$
— 3°	— 2,5	0,67	—
0°	5,8	0,63	9,2
3°	16,3	0,95	17,2
6°	26,2	1,56	16,8
9°	38,9	2,54	15,3
12°	49,5	3,95	12,5
15°	58,9	5,35	11,—
18°	68,1	7,27	9,3
21°	74,6	9,47	7,9

Facciamo notare, incidentalmente, come in questi calcoli aerodinamici non sia necessaria una grande esattezza: l'approssimazione alla terza o alla quarta cifra decimale è perfettamente inutile se si pensa poi anche alle incognite che derivano dalle interferenze fra i vari elementi e che analiticamente è impossibile prevedere.

Sapere, poi, che l'apparecchio ha, ad esempio, una minima velocità di discesa di 0,6784 m/s. o di 0,68 è perfettamente la stessa cosa.

Per cui, come il lettore avrà già riscontrato, i valori delle tabelle sono arrotondati per C_p e E alla prima cifra decimale, e alla seconda per C_r .

Chiusa la breve parentesi ritorniamo al nostro calcolo.

I valori delle caratteristiche C_p , C_r ed E sono, come si è detto, per allungamento $\lambda = 5$.

Occorre perciò determinare le variazioni dovute all'allungamento.

Trascureremo quelle relative a C_p , perchè di piccola entità: calcoliamo perciò la variazione di resistenza ΔC_r .

Questa è data come sappiamo dalla relazione (11)

$$\Delta C_r = \frac{2 C_p^2}{\pi} \left(\frac{1}{\lambda_1} - \frac{1}{\lambda_2} \right)$$

in cui λ_1 e λ_2 sono i valori dell'allungamento fra cui si ha la variazione. Nel nostro caso abbiamo:

$$\lambda_1 = 5 \quad ; \quad \lambda_2 = 15$$

per cui si ha:

$$\Delta C_r = \frac{2 C_p^2}{3,14} \left(\frac{1}{5} - \frac{1}{15} \right)$$

$$\Delta C_r = 0,085 C_p^2$$

Poichè noi, per praticità, operiamo sempre con i valori di C_p , C_r e C_m moltiplicati per 100 avremo:

$$\Delta 100 C_r = \frac{0,085 \cdot (100 C_p)^2}{100} = 0,00085 \cdot 100 C_p^2$$

Ad ogni valore di α° , cioè di C_p , si ha il valore della diminuzione di resistenza.

Ad esempio per $\alpha = 0^\circ$ $100 C_p = 5,8$ si ha:

$$\Delta 100 C_r = \frac{0,085 \cdot 5,8^2}{100} = 0,03$$

ed il valore di $100 C_r'$ per $\lambda_1 = 15$ è

$$100 C_r' = 100 C_r - \Delta 100 C_r = 0,63 - 0,03 = 0,60$$

Analogamente si calcolano i ΔC_r per tutti i valori di C_p .

Nella tabella seguente riportiamo i coefficienti $100 C_r$ per $\lambda = 5$, le variazioni $\Delta 100 C_r$ e i valori risultanti $100 C_r'$.

α°	$100 C_r (\lambda = 5)$	$\Delta 100 C_r$	$100 C_r' (\lambda = 15)$
— 3°	0,67	0,01	0,66
0°	0,63	0,03	0,60
3°	0,95	0,22	0,73
6°	1,56	0,58	0,98
9°	2,54	1,18	1,36
12°	3,95	2,08	1,87
15°	5,35	2,95	2,40
18°	7,27	3,95	3,32
21°	9,47	4,72	4,75

Possiamo così avere in definitiva le caratteristiche C_p , C_r ed E per l'ala completa per l'allungamento reale $\lambda = 15$.

α°	$100 C_p$	$100 C_r$	$E = \frac{C_p}{C_r}$
— 3°	— 2,5	0,66	—
0°	5,8	0,60	9,7
3°	16,3	0,73	22,3
6°	26,2	0,98	26,7
9°	38,9	1,36	28,6
12°	49,5	1,87	26,5
15°	58,9	2,40	24,5
18°	68,1	3,32	20,5
21°	74,6	4,75	15,7

Caratteristiche del velivolo completo. — Per ottenere le caratteristiche aerodinamiche del velivolo completo occorre aggiungere ai valori della portanza e della resistenza dell'ala quelli dei vari altri elementi che lo compongono, cioè fusoliera, impennaggi di coda, ruote, montanti ecc. ecc.

I coefficienti vanno riferiti alla superficie alare per poter essere a quelli dell'ala sommati.

Nel nostro caso trascureremo i valori della portanza di questi elementi del velivolo.

Coefficienti addizionali. — Per determinare i coefficienti addizionali di resistenza, poniamo per la fusoliera con pattino:

$$100 c_r = 5$$

ed essendo la sua sezione maestra:

$$s = 0,48 \text{ m}^2.$$

il suo coefficiente addizionale sarà:

$$100 C_{r_f} = 100 c_r \cdot \frac{s}{S} = 5 \cdot \frac{0,48}{15} = 0,16$$

dove:

$$S = \text{superficie ala} = 15 \text{ m}^2.$$

Il coefficiente C_r minimo del profilo degli impennaggi N.A.C.A.M.3 è:

$$100 c_r = 0,40$$

e poichè la loro superficie è:

$$S_i = 2,10 + 0,90 = 3 \text{ m}^2.$$

il coefficiente C_{r_i} addizionale risulta:

$$100 C_{r_i} = 0,40 \cdot \frac{3}{15} = 0,08$$

Infine per la ruota, posto che le sue dimensioni siano 300×100 , e il coefficiente di resistenza:

$$100 c_r = 15$$

poichè la sua sezione di calcolo è:

$$s_r = 0,03 \text{ m}^2$$

il coefficiente $100 C_{r_r}$ addizionale risulta allora:

$$100 C_{r_r} = 15 \cdot \frac{0,03}{15} = 0,03$$

che consideriamo totalmente, pur essendo sporgente solo per metà, per tener conto dell'interferenza che provoca con la fusoliera.

Il coefficiente $100 C_{r_i}$ addizionale totale risulta perciò:

$$100 C_{r_i} = 100 C_{r_f} + 100 C_{r_i} \cdot + 100 C_{r_r}$$

cioè:

$$100 C_{r_i} = 0,16 + 0,08 + 0,03 = 0,27$$

che incrementiamo ponendolo:

$$100 C_{r_i} = 0,30$$

per tener conto delle interferenze.

Sommiamo così ora questo valore costante ai valori C_r dell'ala ai vari assetti, e otteniamo in definitiva i coefficienti di resistenza del velivolo completo.

Come già avemmo occasione di dire, questo procedimento non è esatto in quanto non tiene conto delle variazioni delle resistenze addizionali con l'assetto.

Queste variazioni non sono sensibili per piccoli angoli d'incidenza mentre aumentano notevolmente a forti incidenze, e possono anche raddoppiare sopra i 15° d'incidenza.

Ma non potendo sempre avere dei dati esatti per le fusoliere, si procede meno esattamente ma più semplicemente considerando costante la resistenza addizionale.

Operando in questo modo otteniamo le caratteristiche per il velivolo completo che sono riportate nella tabella seguente.

VELIVOLO COMPLETO

α°	$100 C_p$	$100 C_r$	$E = \frac{C_p}{C_r}$
— 3°	— 2,5	0,96	—
0°	5,8	0,90	6,4
3°	16,3	1,03	15,8
6°	26,2	1,28	20,5
9°	38,9	1,66	23,6
12°	48,5	2,17	22,8
15°	58,9	2,70	21,9
18°	68,1	3,62	18,8
21°	74,6	5,05	14,8

Possiamo constatare come il valore dell'efficienza massima $E = 23,6$ sia perfettamente in accordo con quello della quasi totalità dei veli-

voli di questa categoria, dal « Meise » al « Pellicano », dal « Merle » al « Papero » che si aggira in media intorno a 24.

Determinazione delle caratteristiche di volo. — Calcoliamo le velocità orizzontali e verticali, V_x e V_y , corrispondenti ai diversi assetti a quota zero.

Queste sono date dalle relazioni (19 e 20):

$$V_x = \sqrt{\frac{Q}{S} \cdot \frac{1}{\rho} \cdot \frac{1}{C_p}} \quad \text{in m/sec.}$$

$$V_y = \frac{1}{E} \sqrt{\frac{Q}{S} \cdot \frac{1}{\rho} \cdot \frac{1}{C_p}} \quad \text{in m/sec.}$$

in cui:

$$Q/S = \text{carico alare} = 16,7 \text{ kg/m}^2$$

$$\rho = \text{densità dell'aria} = 0,125 \text{ a quota zero}$$

per cui la velocità orizzontale è data da:

$$V_x = \sqrt{16,7 \cdot \frac{1}{0,125} \cdot \frac{1}{C_p}}$$

cioè:

$$V_x = 11,5 \cdot \frac{1}{\sqrt{C_p}} \quad \text{in m/sec.}$$

ed in km/h:

$$V_x = 11,5 \cdot 3,6 \cdot \frac{1}{\sqrt{C_p}}$$

e poichè in pratica noi usiamo sempre i valori moltiplicati per 100, avremo:

$$V_x = 10 \cdot 11,5 \cdot 3,6 \cdot \frac{1}{\sqrt{100 C_p}}$$

cioè semplificando:

$$V_x = 414 \cdot \frac{1}{\sqrt{100 C_p}}$$

relazione che ci dà in km/h la velocità in funzione del coefficiente di portanza $100 C_p$.

Ad esempio per $\alpha = 3^\circ$ $100 C_p = 16,3$

$$V_x = 414 \cdot \frac{1}{\sqrt{16,3}} = 414 \cdot \frac{1}{4,04} = 102 \text{ km/h}$$

I valori ricavati così, per tutte le incidenze considerate, sono riportate nella tabella.

Per ottenere poi le velocità di discesa V_y basta dividere quelle orizzontali per le rispettive efficienze E .

Però, poichè le velocità di discesa si esprimono in m/sec., e noi abbiamo invece i valori della velocità orizzontale in km/h, occorrerà dividere per 3,6. Avremo cioè:

$$V_y = \frac{V_x}{E \cdot 3,6}$$

Come prima per $\alpha = 3^\circ$ si ha:

$$V_x = 102 \text{ km/h} \quad E = 15,8$$

da cui:

$$V_y = \frac{102}{15,8 \cdot 3,6} = \frac{102}{57} = 1,80 \text{ m/sec.}$$

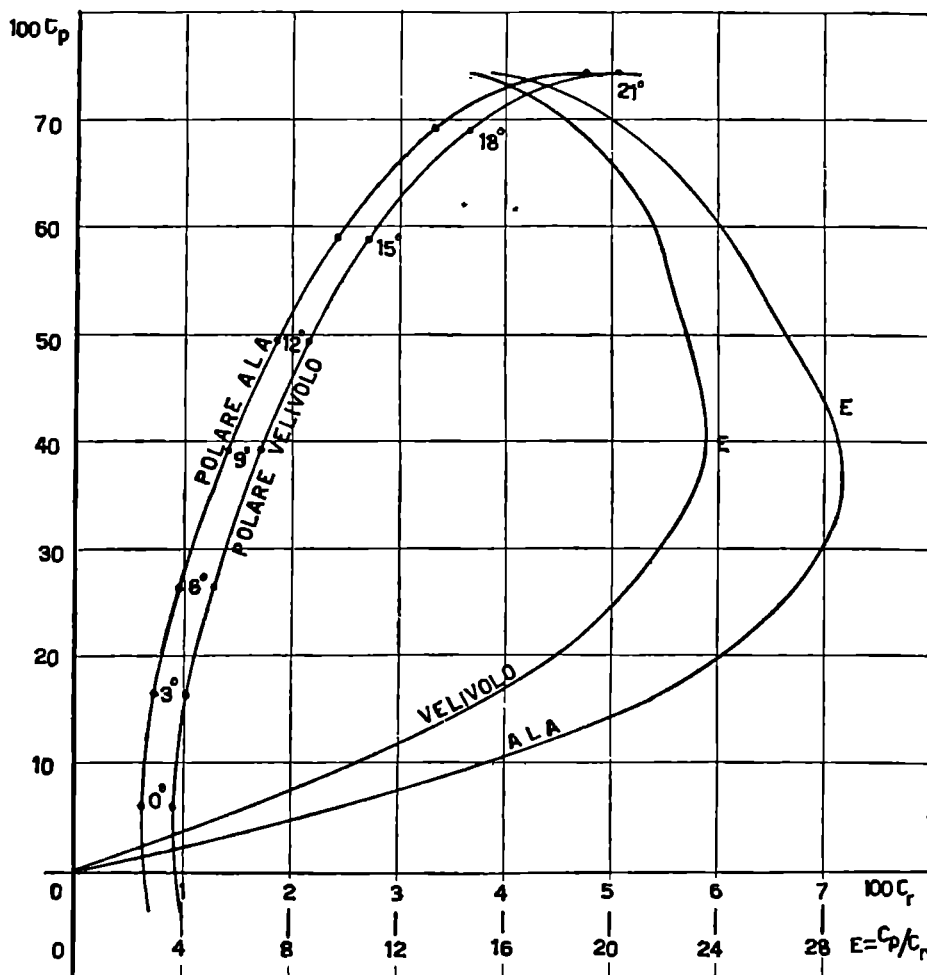


Fig. 143. — Curva polare ed efficienza in funzione di C_p per ala isolata e velivolo completo.

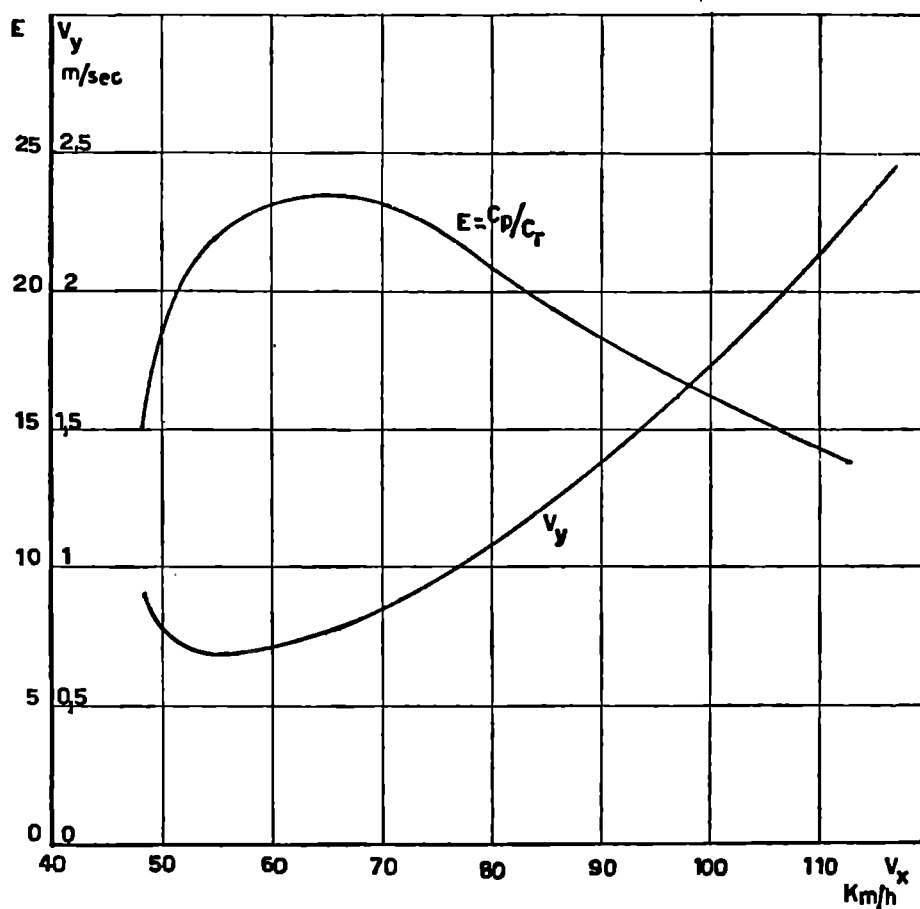


Fig. 144. — Efficienza e velocità di discesa velivolo in funzione della velocità orizzontale.

I risultati si hanno nella tabella insieme alle velocità orizzontali.

α°	$E = \frac{C_p}{C_r}$	V_x (km/h)	V_y (m/sec)
0°	6,4	172	7,50
3°	15,8	102	1,80
6°	20,5	81	1,10
9°	23,6	66,5	0,78
12°	22,8	59	0,72
15°	21,9	54	0,68
18°	18,8	50,5	0,74
21°	14,8	48	0,90

Le caratteristiche E e V_y del nostro veleggiatore sono abbastanza buone, non tanto per il loro valore assoluto, quanto invece relativamente alla velocità orizzontale V_x .

Infatti, ad esempio, alla velocità di 81 km/h abbiamo una efficienza di 20,5 ed una velocità di discesa di 1,10 m/sec condizioni buone per fare della distanza. Al valore massimo dell'efficienza, $E = 23,6$ abbiamo ancora una discreta velocità orizzontale ed una bassa velocità di discesa, mentre alla minima velocità di discesa, $V_v = 0,68$, si ha ancora un valore ottimo dell'efficienza.

Per avere una visione più rapida e completa delle caratteristiche dell'apparecchio i risultati sono riportati nei diagrammi seguenti (figure 143 e 144).

Velocità limite in candela. — Calcoliamo ora la velocità limite che raggiungerebbe il velivolo in una prolungata picchiata verticale o, come si dice, in candela.

Come si è visto questa è data dalla relazione (23').

$$V_{v \max} = \sqrt{\frac{Q}{S} \cdot \frac{1}{\rho} \frac{1}{C_{r_0}}} \text{ in m/sec.}$$

in cui:

C_{r_0} = coefficiente di resistenza per l'assetto di portanza nulla.

Dal diagramma ricaviamo per $C_p = 0$:

$$100 C_{r_0} = 0,96$$

da cui:

$$V_{v \max} = 11,5 \frac{10}{\sqrt{0,96}} \cdot 3,6 \text{ in km/h}$$

cioè:

$$V_{v \max} = 414 \frac{1}{\sqrt{0,96}} = 425 \text{ km/h}$$

velocità elevatissima e pericolosa se in pratica fosse raggiunta.

Dimensionamento dei diruttori. — Un calcolo molto importante dal punto di vista aerodinamico è quello relativo alla determinazione della superficie dei diruttori intesi come freni per limitare la velocità limite in affondata verticale.

Nel calcolo precedente abbiamo determinato detta velocità massima, e si è visto avere un valore elevatissimo per questo genere di velivolo, per cui se venisse raggiunta effettivamente in volo sarebbe seriamente compromessa l'integrità del velivolo stesso.

Occorre quindi limitare questa velocità massima, che può essere raggiunta, senza accorgersene o senza poterlo impedire, ad esempio in volo cieco in nube. Nei normali veleggiatori tale velocità è perciò con-

tenuta per ragioni di sicurezza intorno ai 200-220 km/h con diruttori che hanno funzione di freno.

Il dimensionamento della superficie di essi si fa in base alla relazione che ci dà la velocità limite:

$$V_{y \max} = \sqrt{\frac{Q}{S} \cdot \frac{1}{\rho} \cdot \frac{1}{C_{r_t}}}$$

in cui l'incognita è C_{r_t} resistenza totale del velivolo più quella dei diruttori, mentre $V_{y \max}$ è il valore fissato da non superare, della velocità massima.

Poichè la resistenza del velivolo è C_{r_0} cioè quella relativa alla portanza nulla, e quindi nota, dalla relazione precedente si ricava quella totale; per differenza otteniamo poi quella dei diruttori. Conoscendo poi il coefficiente di resistenza delle piastre dei diruttori, si risale perciò alla superficie di essi.

Calcoliamo così la superficie dei diruttori per il velivolo già considerato, ammesso di voler contenere la velocità limite in candela in:

$$V_{y \max} = 200 \text{ km/h}$$

Avremo:

$$\frac{1}{\sqrt{C_{r_t}}} = V_{y \max} \cdot \frac{1}{\sqrt{\frac{Q}{S} \cdot \frac{1}{\rho}}}$$

od anche

$$\sqrt{C_{r_t}} = \frac{\sqrt{\frac{Q}{S} \cdot \frac{1}{\rho}}}{V_{y \max}} \cdot 3,6 \text{ in km/h}$$

e sostituendo i valori numerici:

$$\sqrt{100 C_{r_t}} = \frac{10 \cdot 11,5 \cdot 3,6}{200} = \frac{414}{200} = 2,07$$

e quadrando:

$$100 C_{r_t} = 2,07^2 = 4,29$$

Sapendo che il coefficiente di resistenza del velivolo per l'assetto di portanza nulla è

$$100 C_{r_0} = 0,96$$

la resistenza dei diruttori risulta:

$$100 C_{r_d} = 4,29 - 0,96 = 3,33$$

Questo coefficiente di resistenza è quello addizionale, cioè riferito alla superficie alare ed è quindi dato:

$$100 C_{r_a} = 100 c_r \cdot \frac{s}{S}$$

in cui

$S = 15 \text{ m}^2$ = superficie alare

s = superficie incognita dei diruttori

$100 c_r = 85$ = coefficiente di resistenza delle piastre piane rettangolari.

La superficie s totale dei diruttori risulta in definitiva:

$$s = \frac{100 C_{r_a} \cdot S}{100 c_r} = \frac{3.33 \cdot 15}{85} = 0,59 \text{ m}^2.$$

Supponendo di porre dei diruttori doppi, uno dorsale ed uno ventrale per semiala, avremo 4 elementi di superficie:

$$\frac{0,59}{4} = 0,148 \text{ m}^2.$$

e potremo adottare allora delle piastre di cm. $16,5 \times 90$.

Come si rileva, la superficie dei diruttori con effetto di vero freno risulta abbastanza notevole, e particolare cura va posta nello studio dei comandi di essi per non avere uno sforzo eccessivo per il loro azionamento.

CAPITOLO SETTIMO

IMPOSTAZIONE DEL PROGETTO

33. - Considerazioni generali.

È di fondamentale importanza nel progetto di una qualsiasi macchina sapere a priori l'impiego a cui sarà destinata. Compiti non ben definiti portano a soluzioni i cui risultati sono sempre mediocri.

Nel progettare perciò un aliante dovremo fin da principio avere un'idea precisa del suo impiego e quindi sapere quali debbono essere le sue caratteristiche aerodinamiche e costruttive.

Naturalmente nella definizione di queste caratteristiche entra in massima parte il criterio del progettista. È in questa fase del progetto che occorre il massimo buon senso congiunto a molta esperienza perchè un'errata valutazione di qualche fattore determinante le caratteristiche, può riflettersi negativamente sia sulle qualità di volo, sia sul costo di produzione.

È bene perciò in questa fase del lavoro attenersi, quando non si ha molta esperienza, agli schemi correnti basandosi sulla esperienza altrui.

Voler fare del *nuovo* è sempre sconsigliabile per chi non abbia sufficiente preparazione sperimentale, perchè il « nuovo » porta sempre delle incognite, anche per il progettista esperto.

Fattori poi da tenersi in grande considerazione nel progettare un aliante sono le possibilità pratiche di realizzazione.

È meglio costruire bene un « Allievo Cantù » che realizzare male un apparecchio da primato, il quale non servirebbe a nulla e in compenso costerebbe almeno tre volte tanto.

34. - Apertura alare.

Abbiamo visto nelle prime pagine, come l'apertura alare sia un indice di classificazione dei veleggiatori, che si possono così distinguere:

Veleggiatori di basse caratteristiche (apertura alare 10 m.)					
»	» medie	»	(	»	» 15 m).
»	» alte	»	(	»	» 18 ÷ 20 e oltre).

Altro fattore importantissimo per la classificazione di un veleggiatore è l'allungamento alare.

Il peso totale dell'apparecchio in progetto sarà stabilito in base a confronto con velivoli similari esistenti che abbiano dato buoni risultati.

Stabilita l'apertura e l'allungamento sarà determinato il carico alare (Q/S) e la superficie (S) in quanto questa è legata a L e a λ .

Si vede quindi come l'impostazione del progetto dipende, nel nostro caso, quasi esclusivamente dalla determinazione dell'apertura alare e dell'allungamento.

Qui entrano in gioco però fattori d'indole pratica ed economica. Infatti se con grandi aperture alari si ottengono indubbiamente alte caratteristiche aerodinamiche, ciò è senz'altro a scapito della maneggevolezza per la maggior inerzia trasversale. Inoltre le grandi dimensioni sono poco pratiche per quanto riguarda costruzione, trasporto, montaggio e principalmente per le maggiori difficoltà negli atterraggi fuori campo.

Infine, e questo è un fattore da tenere ben presente, un veleggiatore di grandi dimensioni ha un notevole costo di produzione sia per le sue dimensioni in sè, sia per tutti quei perfezionamenti che una macchina di alte caratteristiche richiede (per esempio: carrello retrattile, pedaliera regolabile in volo, strumentazione particolare, ecc. ecc.).

Se ne deduce perciò come nella scelta dell'apertura alare entrino in gioco vari fattori, la cui valutazione dipende dalle particolari condizioni d'impiego del velivolo.

Volendo progettare, ad esempio, un aliante da gara o da primato in cui la massima importanza è data alle caratteristiche aerodinamiche, sarà senz'altro conveniente grande apertura alare, e quindi grande superficie che porta un miglioramento dell'efficienza e della velocità di discesa in quanto diminuisce il rapporto *superfici passive/superficie ala* (come si è visto nella determinazione delle caratteristiche del velivolo completo).

In un veleggiatore da gara si dà quindi la massima importanza alle caratteristiche aerodinamiche, anche se ciò porta ad un elevato costo ad una maggiore facilità di « scassata » negli atterraggi fuori campo, ed anche ad una minore maneggevolezza.

A questi inconvenienti (costo escluso, s'intende) supplirà la maggiore abilità del pilota, dato che questi veleggiatori non saranno affidati a principianti, ma ad esperti piloti.

In ogni caso però bisognerà arrivare ad un compromesso tra i vari fattori che determinano le caratteristiche, pur dando la preferenza all'uno o all'altro, secondo le esigenze.

Una buona regola perciò è di non spingersi mai verso le soluzioni limiti. La via di mezzo è sempre la migliore. Solo in particolari casi di

ricerca sperimentale, che perciò non rientrano nella generalità di cui trattiamo in queste note, ci si può spingere a soluzioni limiti, avendone beninteso la capacità per farlo. In questo caso rientra il progetto e la costruzione del noto veleggiatore del Centro del Politecnico di Darmstadt « D. 30 Cirrus » con ben 33 di allungamento alare.

Le caratteristiche aerodinamiche sono risultate indubbiamente elevatissime, ma altrettanto elevato è risultato il costo, quanto grande la delicatezza della macchina.

Riguardo al costo, fattore dominante per la realizzazione di un veleggiatore nel caso di costruzione da parte di singoli appassionati, possiamo dire, grosso modo, che per apparecchi di alte caratteristiche a forte apertura alare ($18 \div 20$ m.) esso va dalle tre alle quattro volte quello di un apparecchio di piccole dimensioni ($10 \div 12$ m.)

È chiaro come il fattore costo sia d'importanza spesso decisiva nell'impostazione del progetto di un aliante.

35. - *Allungamento. Carico alare.*

Ammesso di avere stabilito in base alle considerazioni fatte, l'apertura, possiamo ora passare a considerare l'altro fattore determinante le caratteristiche, cioè l'allungamento alare.

Sappiamo che aumentando l'allungamento diminuisce la resistenza indotta e quindi migliora l'efficienza. Però, a pari apertura alare, aumentando l'allungamento si riduce la superficie con conseguente aumento del carico alare.

Ma l'apertura alare L , l'allungamento λ e la superficie S sono legati dalla relazione

$$\lambda = \frac{L^2}{S}$$

Fissati quindi L e λ restano determinati S e il carico alare Q/S (Q/S si riferisce sempre al peso totale col pilota) che a sua volta può variare entro limiti ristretti.

Passando all'atto pratico possiamo dare qualche valore approssimativo di questi fattori per le categorie dei veleggiatori prima visti:

Veleggiatori di piccola apertura: $L = 10 \div 12$ m

Carico alare	$15 \div 17 \text{ kg/m}^2$
Allungamento	$\lambda = 8 \div 12$
Superficie.	$S = 10 \div 15 \text{ m}^2$

Veleggiatori di media apertura: $L = 13 \div 15$ m.

Carico alare	$16 \div 18 \text{ kg/m}^2$
Allungamento	$\lambda = 13 \div 16$
Superficie.	$S = 14 \div 16 \text{ m}^2$

Veleggiatori di grande apertura: $L = 17 \div 20$ m.

Carico alare $16 \div 22$ kg/m²

Allungamento $\lambda = 18 \div 22$

Superficie. $S = 18 \div 20$ m²

Questi sono s'intende i valori medi della normalità degli apparecchi. Non mancano però velivoli con forte allungamento di media apertura, e di medio allungamento con forte apertura; ma sono però casi particolari per speciali condizioni d'impiego che non rientrano nella generalità in cui vogliamo restare.

I limiti entro i quali varia il carico alare, come abbiamo visto, sono abbastanza ristretti, in media fra 15 e 18 kg/m², e ciò per non avere una eccessiva velocità di discesa e di atterraggio. In particolari condizioni si è ricorso anche ad ipersostentatori per rendere possibile l'atterraggio in breve spazio con velivoli molto carichi.

Però, poichè il carico alare non influisce sul rapporto di planata, in certi veleggiatori adatti per i voli di distanza, si è ricorso, onde aumentare la velocità orizzontale, alla zavorratura con serbatoi d'acqua da potersi eliminare in volo quando non sia più necessaria una forte velocità orizzontale, e necessiti invece una bassa velocità di discesa, per sfruttare correnti ascendenti di debole intensità, come pure una bassa velocità orizzontale per effettuare l'atterraggio.

36. - *Fusoliera.*

Il fattore più importante che definisce la fusoliera di un veleggiatore è la sua lunghezza determinata in base a considerazioni sulla stabilità e maneggevolezza del velivolo. Molti però sono gli elementi che influiscono sul suo dimensionamento.

Si può ottenere la stessa stabilità statica del velivolo con fusoliera corta e impennaggi grandi, come con fusoliera lunga e impennaggi piccoli.

Inoltre ha influenza, sulla stabilità longitudinale, anche l'allungamento alare.

Nel caso di fusoliere lunghe si ha una diminuzione della superficie degli impennaggi e quindi di peso e resistenza aerodinamica, che però viene quasi neutralizzata dal maggior peso della fusoliera stessa e dalla sua maggior resistenza aerodinamica per l'aumentata superficie d'attrito.

Non ci sarebbe quindi, sotto questo punto di vista, differenza tra fusoliere lunghe e corte.

Se si considera però la *stabilità dinamica* si conclude che è preferibile la fusoliera lunga in quanto aumentano i momenti d'inerzia longitudinali ed inoltre gli impennaggi sono meno influenzati, dall'ala data la maggior distanza dalla scia di questi, e quindi risultano più efficaci.

Occorre però non eccedere troppo in lunghezza per non rendere eccessivamente inerte l'apparecchio

Si può, con buona approssimazione, fissare la lunghezza della fusoliera con una formula empirica, in base all'apertura alare L :

$$l = 0,30 L + 2,5$$

lunghezza dall'estrema prua fino al bordo uscita timone direzione (espressa in metri).

37. - Impennaggi.

Nel dimensionamento degli impennaggi si deve per prima cosa determinare la loro superficie necessaria per la buona stabilità del velivolo.

La superficie S_c del piano orizzontale si può stabilire con la formula empirica, vista nel capitolo precedente, in funzione della superficie alare S della corda media e della distanza a dal fuoco del profilo del piano (25 % circa della corda) dal baricentro del velivolo (30 % della corda alare).

Abbiamo cioè:

$$S_c = \frac{S \cdot l}{K \cdot a}$$

in cui il coefficiente K può variare fra 1, 8 e 2,2. (Vedi paragrafo 21). Anche per l'impennaggio verticale si è visto nel capitolo precedente come si procede al suo dimensionamento superficiale (vedere paragrafo 25).

38. - Disegno delle viste di progetto.

Fissati così in prima approssimazione i vari elementi si passa alla preparazione dello schema generale del velivolo, disegnando in opportuna scala le 3 viste tenendo presente l'ingombro delle strutture, la disposizione dei carichi, ecc.

Si traccia per prima la vista longitudinale in scala 1 : 10 disegnando il profilo della fusoliera tenendo conto sia dell'installazione dei carichi che dovranno essere sistemati, ma anche delle esigenze aerodinamiche costruttive ed estetiche.

È in questa fase di lavoro del progetto che si potrà curare il lato, diremo così, estetico in modo che, sia per l'architettura sia per l'avviamento, i raccordi tra i vari elementi, ecc., le linee del velivolo risultino piacevoli all'occhio.

La natura stessa c'insegna come in generale le forme esteticamente buone lo sono anche aerodinamicamente.

Certo, però, il giudizio deve esser dato da persona esperta che conosca cioè quale sia la natura dei fenomeni aerodinamici inerenti al moto relativo. Bisogna d'altro canto tener sempre presente anche le esigenze strutturali e costruttive, e quindi cercare di ottenere il miglior compromesso tra esse.

Il disegno della sezione di una fusoliera di un veleggiatore è influenzato quasi esclusivamente dalla disposizione del posto di pilotaggio. Si può dire che la fusoliera di un veleggiatore è fatta « su misura » del pilota poichè si cerca di ridurre al minimo la sua sezione maestra.

Nei monoposto o biposto in tandem, la larghezza massima, in corrispondenza del posto di pilotaggio si può tenere 60 cm. esterno. La larghezza interna non deve essere inferiore a 54 cm. Altrettanto si dica per l'altezza che può variare da 1,10 a 1 metro come minimo.

Abbiamo così fissato alcuni elementi necessari per disegnare in prima approssimazione la fusoliera. Sistemere poi la posizione dell'ala e dell'impennaggio orizzontale, il pattino anteriore ed eventualmente la monoruota.

39. - Centramento.

Stabilita così la posizione dei vari elementi e dei carichi dovremo, prima di proseguire a definire l'architettura del velivolo, *verificare il centramento*, cioè controllare che la risultante di tutti i pesi fissi e mobili dell'apparecchio vada a cadere in corrispondenza del 25 ÷ 30 % della corda

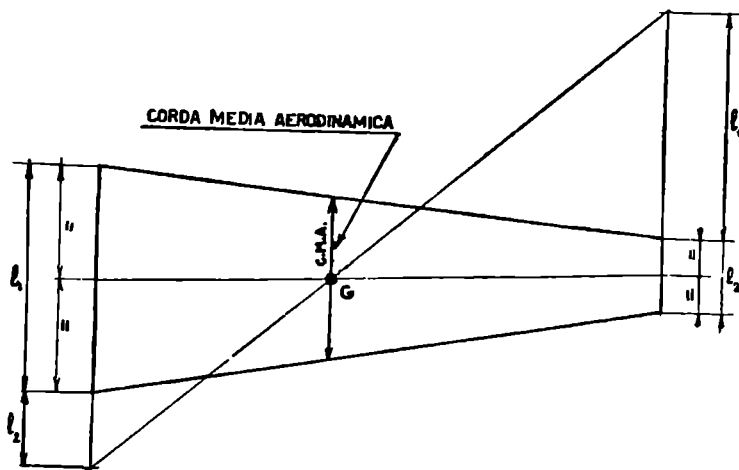


Fig. 145.

media aerodinamica dell'ala, posizione del baricentro del velivolo come si è visto precedentemente necessaria per una buona stabilità.

Si ricorda che la *corda media aerodinamica* è la corda alare in corrispondenza del centro geometrico dell'ala (fig. 145).

Negli alianti non abbiamo praticamente carichi variabili in volo ed il centraggio sarà unico. È ovvio che la determinazione del baricentro senza il pilota non ha nessuna importanza.

Nel caso invece di biposto affiancato sarà necessario determinare il centraggio con una e con due persone per controllare se l'escursione del baricentro è nei limiti consentiti (fra il 25 e 30 % della corda alare) per la stabilità longitudinale.

La determinazione della posizione del baricentro si può fare sia analiticamente che graficamente.

In ambo i casi si disegna anzitutto il velivolo in sezione longitudinale schematica e si definiscono con molta attenzione le posizioni dei vari carichi. Questo lavoro relativo alla determinazione in posizione ed in valore dei vari pesi non è molto semplice perchè non è sempre possibile sapere a priori la distribuzione del peso della struttura del velivolo.

È necessario pertanto che la previsione dei pesi parziali sia fatta con la massima scrupolosità, perchè da essa dipenderà poi la buona o cattiva riuscita dell'apparecchio.

Questa analisi riuscirà agevole al progettista quando possa basarsi sulla sua esperienza personale fatta in precedenti costruzioni, poichè è molto difficile avere dei dati precisi sui dettagli di peso dei velivoli costruiti da altri.

Analisi dei pesi parziali. — Per facilitare al lettore questo difficile compito vogliamo dare qualche valore medio dei pesi degli elementi strutturali dei veleggiatori.

a) Ala. — Per le ali monolongherone con bordo d'attacco resistente a torsione abbiamo i seguenti pesi per m^2 di superficie:

Ala di piccolo allungamento $\lambda = 8 \div 10$ completa di rivestimento, comandi alettoni (senza diruttori) con attacchi ala-fusoliera:

con montante $4,5 \div 5 \text{ kg}/m^2$.

a sbalzo $5 \div 5,5 \text{ kg}/m^2$.

Ala di medio allungamento a sbalzo $\lambda = 12 \div 15$ completa con diruttori, alettoni e comandi come sopra:

$5,5 \div 6,5 \text{ kg}/m^2$.

Ala di forte allungamento a sbalzo: $\lambda = 18 \div 20$ completa come precedente:

$6,5 \div 8 \text{ kg}/m^2$.

b) **Impennaggi.** — Per gli impennaggi orizzontali, con stabilizzatore coperto in compensato ed equilibratore in tela, completi di attacchi e comandi il peso varia da: $3 \div 4 \text{ kg/m}^2$, rispettivamente per allungamento λ variabile da $3,5 \div 4,5$.

Riguardo alla posizione del baricentro nelle ali monolongherone, in cui questo sia rettilineo, si può considerare che si trovi circa al 30 % della corda all'incastro.

Negli impennaggi orizzontali si può ritenere invece al 40 % della corda all'incastro, quando la freccia in pianta non sia eccessiva.

c) **Fusoliera.** — La determinazione dei pesi della fusoliera mediante dati empirici è più difficile.

Possiamo dare qualche valore relativo al peso totale P (in kg.) della fusoliera in funzione della lunghezza f , espressa in metri; ma riguardo alla distribuzione longitudinale dei pesi (della struttura) bisognerà prevederla secondo le diverse sistemazioni interne tipo per tipo.

Per monoposto a fusoliera poligonale semplice, senza ruota o con fusoliera a sezione, curva con ruota con rivestimento in compensato, completa di impennaggio verticale, comandi, pattino e cruscotto si ha:

$$P = 6f + 20$$

Per biposto affiancato o in tandem, a doppio comando completa come sopra

$$P = 6f + 50$$

Il pilota con paracadute si considera che pesi kg. 80.

Determinazione analitica del baricentro. — In base quindi ai pesi parziali procediamo ora alla determinazione della posizione del baricentro.

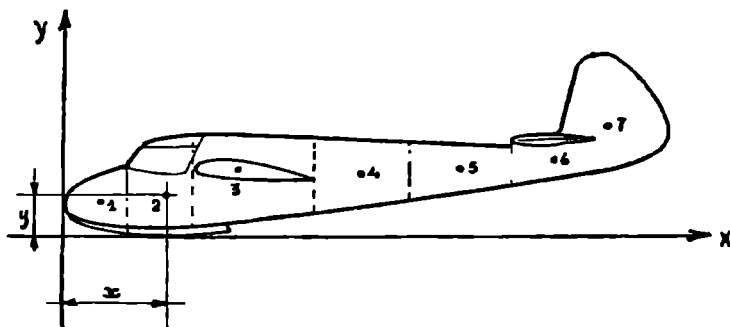


Fig. 146.

La sezione longitudinale del nostro aliante si suddivide in zone e di ognuna fissiamo l'entità del suo peso e la posizione del baricentro di essa.

Scelti quindi due assi coordinati di riferimento (in generale si prendono la tangente anteriore verticale — asse y — e la tangente orizzontale al pattino cd alla ruota — asse X — si misurano le distanze, nella scala della vista — 1 : 10 — dei singoli baricentri dai due assi (fig. 146).

Indichiamo con x le distanze dall'asse Y e con y le distanze dell'asse X . Il prodotto della distanza per il peso ci dà il *momento statico* del peso considerato relativo ad ogni asse che indicheremo con l'indice x e y rispettivamente per l'asse X e Y :

$$M_x = P \cdot y$$

$$M_y = P \cdot x$$

Si sommano poi per ogni asse i momenti statici ottenuti. Queste somme si indicano con il segno Σ (sommatoria).

Dividendo poi le somme dei momenti statici ΣM_x e ΣM_y per la somma dei pesi (ΣP) cioè per il peso totale del velivolo, si avranno rispettivamente le distanze x_g e y_g del baricentro G dai due assi Y e X .

Queste distanze x_g e y_g restano perciò espresse dalle relazioni

$$x_g = \frac{\Sigma M_y}{\Sigma P} = \frac{\Sigma (P \cdot x)}{\Sigma P} \quad (24)$$

$$y_g = \frac{\Sigma M_x}{\Sigma P} = \frac{\Sigma (P \cdot y)}{\Sigma P} \quad (25)$$

Per comodità di calcolo i valori delle singole operazioni vengono raccolti in una tabella. Riportiamo come esempio il calcolo della determinazione del baricentro di un veleggiatore della categoria 15 metri (fig. 147).

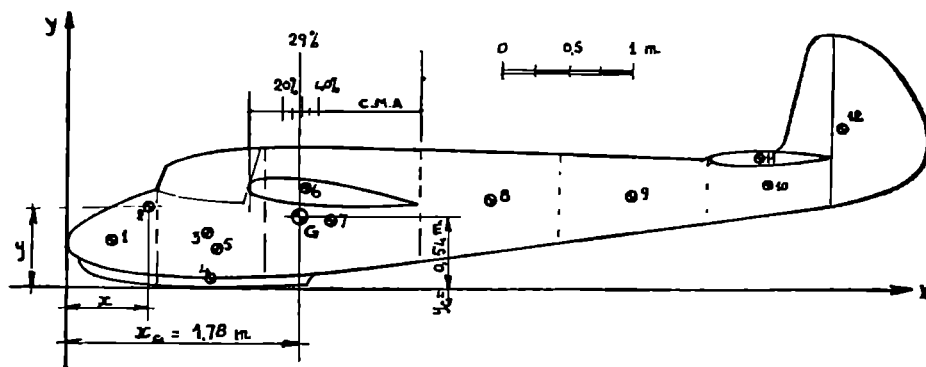


Fig. 147.

N.	Denominazione	Pesi P (kg)	Distanza x (m)	Momento M_y	Distanza y (m)	Momento M_x
1	Fusoliera (prua) .	6	0,35	2,10	0,32	1,92
2	Crusotto	5	0,61	3,05	0,58	2,90
3	Fusoliera (abitacolo)	19	1,05	19,95	0,39	7,40
4	Pattino	5	1,08	5,40	0,04	0,20
5	Pilota	80	1,12	99,60	0,27	21,60
6	Ala	90	1,75	157,50	0,77	69,30
7	Fusoliera (centrale)	18	1,96	35,30	0,51	9,17
8	Fusoliera (post.) .	7	3,10	21,70	0,62	4,34
9	Fusoliera (post.) .	5	4,25	21,25	0,70	3,50
10	Fusoliera (estr.) .	4	5,25	21,—	0,78	3,12
11	Piano orizzontale .	7	5,20	36,40	0,97	6,79
12	Piano verticale . .	4	5,85	23,40	1,23	4,92
Peso totale = ΣP = kg 250,—			ΣM_y = 446,65		ΣM_x = 135,16	

$$x_a = \frac{\Sigma M_y}{\Sigma P} = \frac{446,65}{250} = 1,78 \text{ m.}$$

$$y_a = \frac{\Sigma M_x}{\Sigma P} = \frac{135,16}{250} = 0,54 \text{ m.}$$

Determinazione grafica del baricentro. — La determinazione del baricentro G del velivolo si ottiene graficamente con l'applicazione della costruzione del *poligono funicolare*.

Consideriamo ancora la vista longitudinale con i suoi baricentri parziali già stabiliti. Si conducono per essi delle rette verticali che individuano cioè la direzione delle forze-peso applicate nei baricentri (fig. 148).

A parte si costruisce il *poligono delle for e*. Cioè, fissata una opportuna scala per i pesi, si riportano tanti segmenti uno dopo l'altro corrispondenti, nella scala fissata, ai vari pesi parziali. Si congiungono poi gli estremi di questi segmenti con un punto P preso a piacere. Si avranno delle rette s_1, s_2 ecc.

Si intersecheranno ora le verticali, portate dai singoli baricentri, con le parallele a s_1, s_2 ecc.

Sulla verticale R condotta per il punto d'intersezione dei prolungamenti della prima e ultima retta del poligono funicolare si troverà il baricentro G che resta perciò individuato longitudinalmente.

Ripetendo l'operazione per delle rette orizzontali condotte dai baricentri parziali avremo un'altra retta R' . L'intersezione di questa

con la R ci dà la posizione del baricentro individuato così anche in altezza.

In pratica non è indispensabile conoscere la posizione di G in altezza, e perciò basta quindi la determinazione della retta R , anche

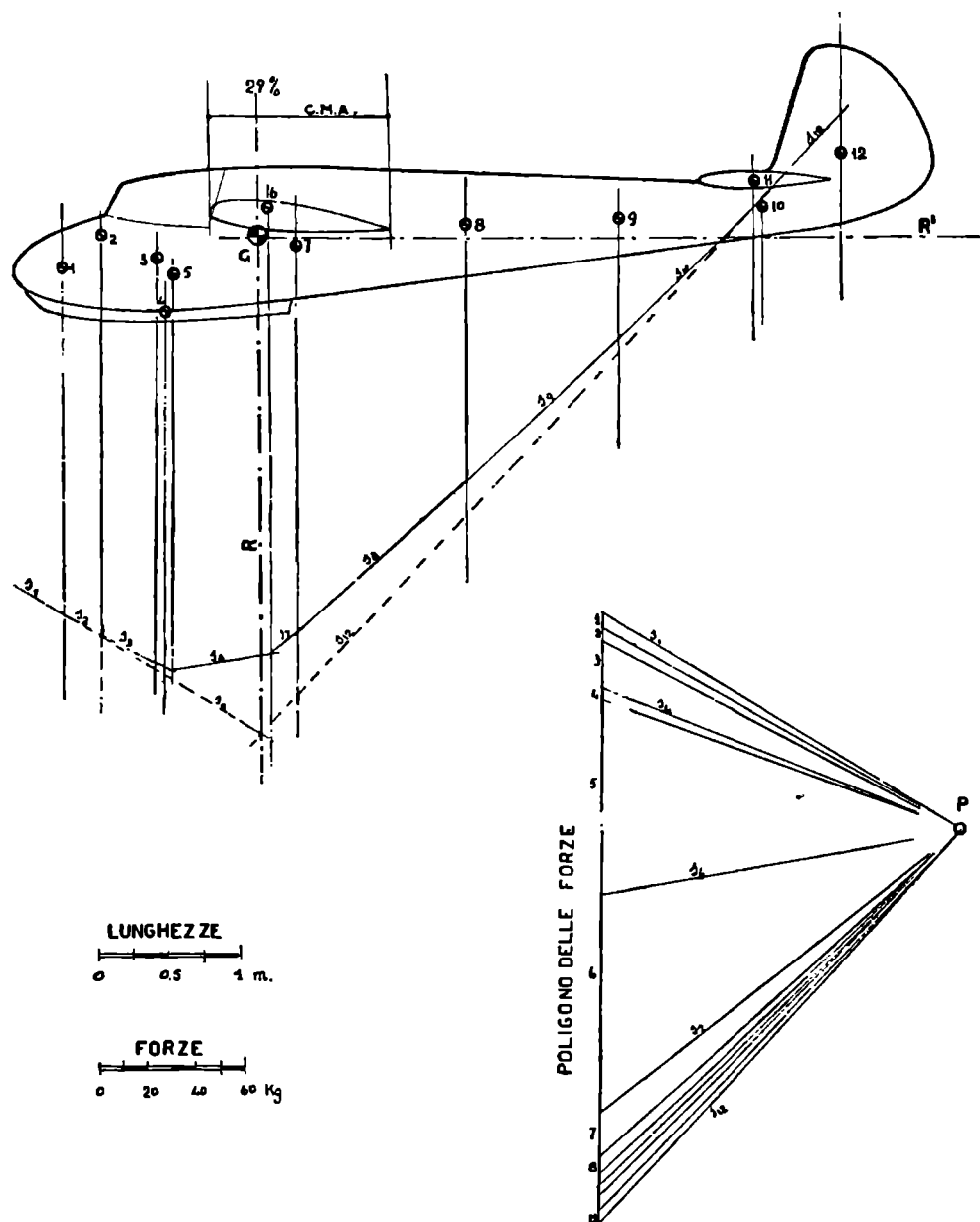


Fig. 148. - Determinazione grafica del baricentro del velivolo.

perchè la costruzione grafica relativa alle rette orizzontali condotte per i baricentri è poco precisa, in quanto quest'ultimi sono molto vicini tra loro in altezza e le orizzontali condotte per essi si vengono a confondere.

In questa prima determinazione del baricentro può darsi che la sua posizione non risulti quella prevista. Si eseguono perciò opportuni spostamenti dei carichi, e nel nostro caso resta da variare la posizione relativa tra l'ala e il pilota.

Fissata, dopo qualche tentativo, la giusta posizione del baricentro si può proseguire nella definitiva impostazione del velivolo nelle sue caratteristiche di forma, dimensioni e sistemazioni.

40. - Vista di fianco.

Posto di pilotaggio. — Possiamo ora riprendere il lavoro di definizione nella vista longitudinale.

Prendiamo in considerazione per prima cosa la sistemazione del pilota, che per ragioni di centraggio e di visibilità è posto alla estremità della prua.



Fig. 148 bis. — Abitacolo del pilota del « Papero ». Si nota il barografo situato dietro il poggiatesta. (Foto M. Galimberti).

Per un uomo di media statura (m. 1,70) l'abitacolo del pilota assume queste dimensioni geometriche:

dallo spigolo dello schienale del seggiolino	
all'asse di rotazione della pedaliera	98 ÷ 100 cm.
larghezza interna minima	54 ÷ 56 cm.
dallo spigolo del seggiolino alla barra	45 cm.

Nei veleggiatori il seggiolino viene costruito di forma cosiddetta « fisiologica » perchè accompagna il corpo fin oltre la piegatura delle gambe in modo da sostenerle, onde non affaticarle troppo, dato che nei veleggiatori la pedaliera è sempre molto alta (in genere l'asse di rotazione è allo stesso livello del fondo seggiolino).

Riguardo alla capottina, è bene che il trasparente anteriormente e sui lati sia poco inclinato sulla verticale poichè basta un leggero appannamento per fare « specchio » peggiorando notevolmente la visibilità. Le capottine completamente raccordate alla fusoliera, con forte inclinazione consentono forse di migliorare la finezza aerodinamica ma sono sconsigliabili per la visibilità.

La parte anteriore del trasparente della capottina non deve essere troppo vicina agli occhi del pilota: la distanza ottima è di circa 60 cm. cioè oltre la distanza minima della visione distinta.

Il cruscotto sarà ad una distanza di 60-70 cm. dal pilota e leggermente inclinato in avanti. Si faccia attenzione che non sia troppo basso in modo che non urti le gambe del pilota.

Il seggiolino occorre tenerlo alto almeno $8 \div 10$ cm. dal fondo della fusoliera onde permettere il passaggio dei comandi degli alettoni e del timone di profondità sotto di esso. I cavi della pedaliera si fanno passare invece sulle fiancate nell'intercapedine della doppia parete in modo da non disturbare il pilota.

Nello schizzo qui sotto riportato si può avere un'idea del posto di pilotaggio in un normale veleggiatore.

Si tenga presente, per i veleggiatori, l'alloggiamento per il paracadute, il cui spessore è circa 15 cm., e del barografo che di solito si pone dietro il poggiatesta.

È buona norma per la realizzazione di un nuovo veleggiatore, costruire prima il « simulacro » del posto di pilotaggio. Si costruisce cioè, al vero s'intende, la sagoma della parte anteriore della fusoliera e si sistemano il seggiolino, la barra, la pedaliera e i vari altri comandi provando quindi ad installarsi, con paracadute indossato, per controllare se le posizioni dei vari elementi sono comode e pratiche. Si apportano poi eventualmente le necessarie modifiche per ottenerne la miglior sistemazione del pilota senza spostare questi per non mutare il centraggio

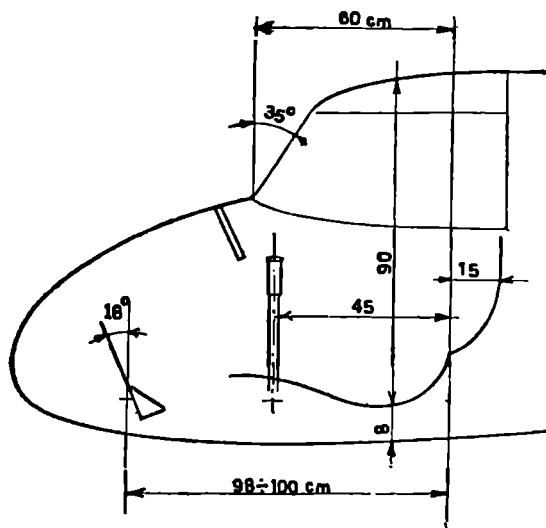


Fig. 149.

Dette modifiche si riportano quindi nelle viste di progetto per definire in seguito le strutture del velivolo.

Il « simulacro » si costruisce con materiali di fortuna e non occorre rivestirlo perchè la sua funzione è solo quella di riprodurre le posizioni relative dei vari comandi e di studiare la forma più comoda e pratica del seggiolino e dell'alloggiamento del paracadute.

Forma della fusoliera. — Per quello che riguarda il disegno della forma della fusoliera non esiste una regola, una formula pratica che permetta, fissati i dati d'ingombro, di ricavare la miglior fusoliera.

Dal punto di vista aerodinamico è ovvio che le forme curve sono quelle più efficienti, ma anche più complicate e costose costruttivamente.

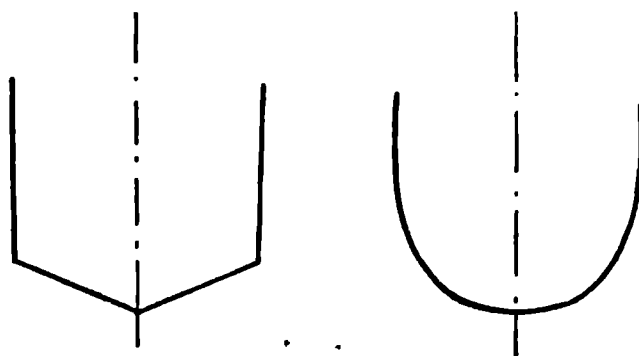


Fig. 150.

Abbiamo già detto che è in questa fase del progetto che risalta la personalità del progettista il quale dovrà saper trovare il miglior compromesso tra le esigenze aerodinamiche le possibilità di realizzazione di cui può disporre.

Daremo perciò solo qualche consiglio d'indole generale. Starà poi al costruttore vagliare, secondo le condizioni d'impiego, d'attrezzatura ecc. le varie soluzioni per ottenere il miglior risultato.

Le sezioni della fusoliera nella parte anteriore in corrispondenza dell'abitacolo del pilota è bene che siano di larghezza quasi costante dall'altezza delle spalle fino in basso al seggiolino. Se la sezione è poligonale sarà bene tenere le fiancate parallele, o poco inclinate: se è curva conviene appiattirla inferiormente (fig. 150).

Ciò si fa per poter portare più basso possibile il seggiolino e ridurre di conseguenza l'altezza della fusoliera.

Posteriormente invece, sarà utile appiattire la fusoliera sui fianchi e creare uno spigolo nella parte inferiore (fig. 151).

Si migliorano così le condizioni di stabilità laterale in assetti molto cabrati poichè la chiglia a spigolo vivo ritarda ed ostacola gli scivolamenti laterali.

In qualche caso, come nel « Meise », si è ricorso ad una sezione a

spigolo anche sul dorso della fusoliera migliorando ancora la stabilità nel volo in assetti a grande incidenza, e facilitando il rivestimento in compensato.

Nel disegno della vista di fianco bisogna tener conto dell'*angolo*

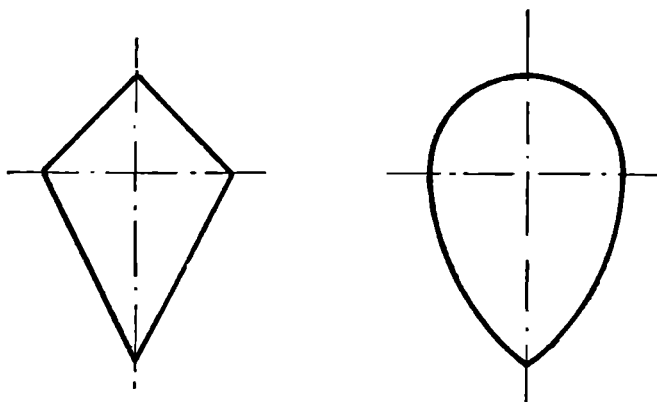


Fig. 151.

di seduta cioè dell'angolo formato dalla tangente agli organi di atterraggio del velivolo in linea di volo con il terreno (fig. 152).

Il valore dell'angolo di seduta non riveste per i veleggiatori quell'importanza che ha per i motovelivoli, data la bassa velocità d'atterraggio. È consigliabile però che tale angolo non sia meno di $6^{\circ} \div 8^{\circ}$.

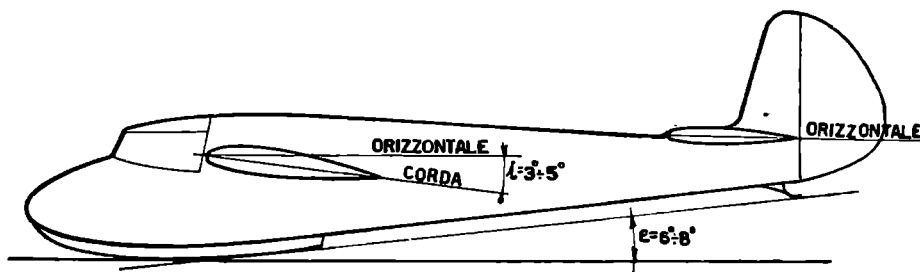


Fig. 152.

Nella vista di fianco vanno definiti gli angoli di calettamento dell'ala e dell'impennaggio orizzontale con la fusoliera.

L'impennaggio orizzontale si caletta di regola a 0° rispetto al piano orizzontale di costruzione della fusoliera; per l'ala si tiene un angolo di calettamento di $3^{\circ} \div 5^{\circ}$ rispetto a detto piano.

Accoppiamento ala fusoliera. — La posizione relativa fra ala e fusoliera, nei veleggiatori, riveste particolare importanza perchè l'interferenza tra questi due organi principali del velivolo, derivante da una intersezione mal disegnata, può aumentare sensibilmente la resistenza totale dell'apparecchio fino del $15 \div 20\%$.

Uno studio analitico del comportamento dell'intersezione ala-fusoliera non è possibile. Bisogna ricorrere alle esperienze « alla galleria del vento », esperienza sempre molto laboriosa e di difficile realizzazione per i modelli di veleggiatori.

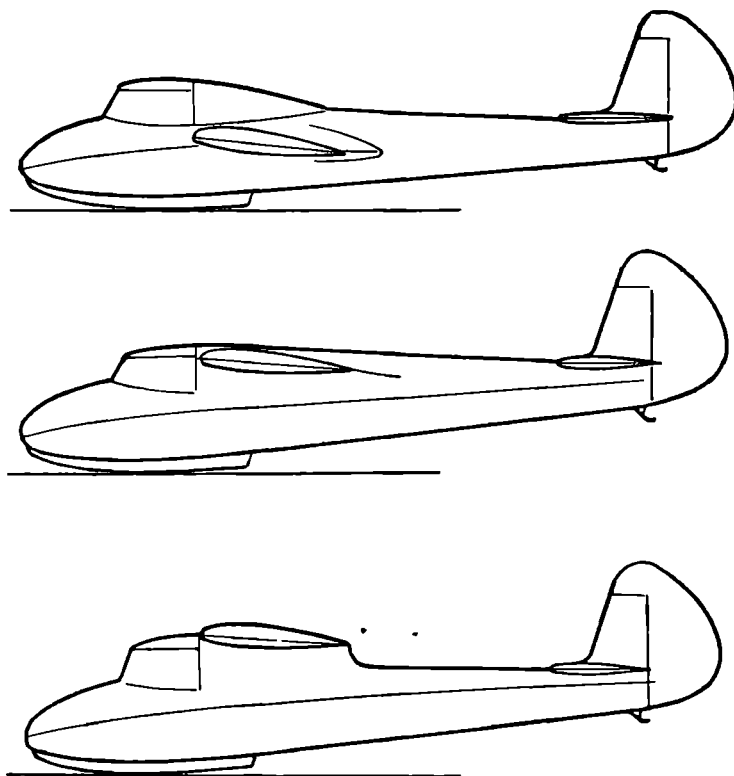


Fig. 153.

Le posizioni dell'ala rispetto alla fusoliera in un aliante possono essere:

- a) ala media;
- b) ala alta attraversante la fusoliera a filo del dorso;
- c) ala alta sopraelevata (fig. 153).

Nel disegno dell'accoppiamento ala-fusoliera occorrerebbe rispettare queste condizioni:

- l'angolo formato tra la superficie dell'ala e la tangente alla fusoliera sulla linea d'intersezione deve essere di 90° o superiore (fig. 154);
- la distanza fra le linee d'intersezione non deve diminuire andando dal bordo d'attacco al bordo d'uscita.

Come ben si comprende, queste condizioni specialmente per l'ala media, difficilmente possono essere rispettate.

Si ricorre perciò ai *raccordi*, riempiendo cioè le zone dove si avrebbe un allargamento di sezione esterna e quindi un rallentamento della velocità dei filetti, rallentamento che è sempre causa di formazione

di vortici e quindi di resistenza, facendo in modo che la linea d'intersezione si trovi possibilmente in zona di pressione.

Si tenga presente che se il profilo all'incastro è biconvesso o piano convesso il raccordo è agevole; invece nel caso di profili con forte curvatura e molto portanti è difficile ottenere un buon raccordo, sia costruttivamente che aerodinamicamente, poichè in breve spazio si deve annullare una grande portanza che deve ovviamente essere nulla per l'interruzione dell'ala da parte della fusoliera.

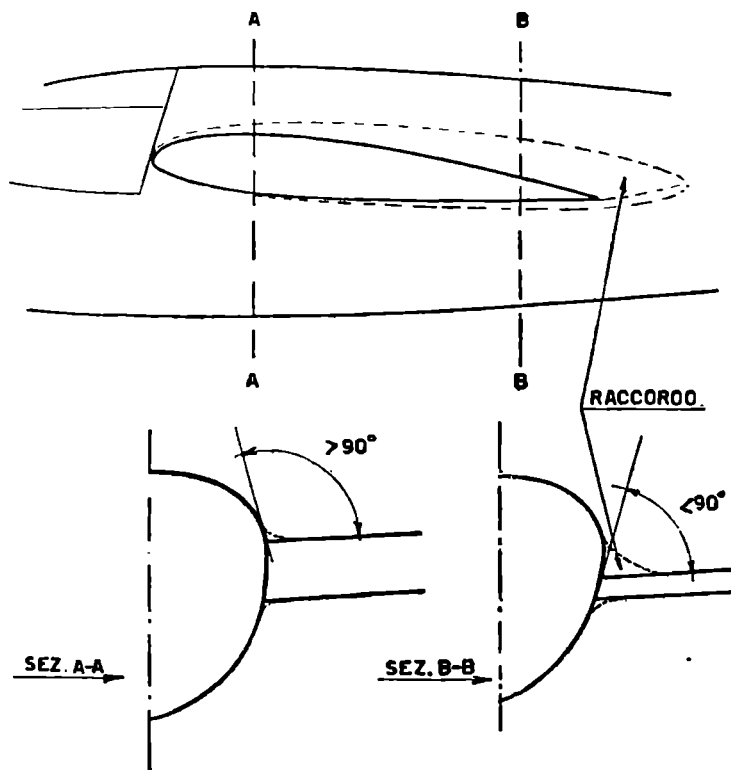


Fig. 154.

Si usa perciò, in vicinanza dell'incastro, variare il profilo in modo da diminuire gradualmente la portanza e facilitare il compito del raccordo.

Quando invece l'ala non attraversa la fusoliera, ma è a questa sovrapposta e collegata per mezzo di una pinna dorsale (disposizione questa molto in uso in passato) si lascia immutato il profilo anche se molto curvo.

Non si dimentichi che i raccordi nei veleggiatori sono diversi da quelli nei motovelivoli poichè l'aliante vola generalmente a regimi di forte portanza, cosa che non avviene, se non in casi eccezionali, negli aeroplani.

In base a quanto abbiamo brevemente detto si deduce che la miglior soluzione per l'intersezione ala-fusoliera è quella ad ala alta sovrapp-

posta. Il raccordo in questo caso è particolarmente semplice sia come disegno sia costruttivamente consistendo come schema generale in una pinna a pareti verticali che si raccorda anteriormente alla capottina (fig. 155).

Le condizioni per avere un buon raccordo dal punto di vista aerodinamico si possono qui facilmente rispettare: infatti le pareti della

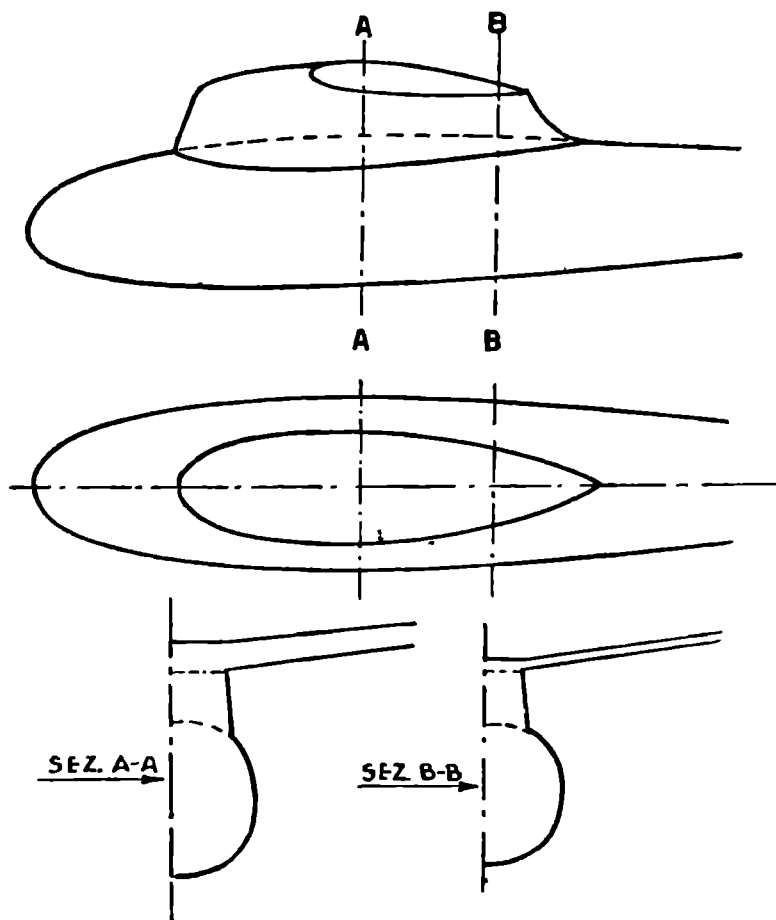


Fig. 155.

pinna sono verticali o poco inclinate, formando così con la superficie alare un angolo di 90° o superiore; inoltre la linea d'intersezione è sempre in pressione essendo sul ventre dell'ala.

Principalmente per queste ragioni si è ritornati in questi ultimi anni alla soluzione « ala alta » anche in veleggiatori di elevate caratteristiche: ne sono un esempio il « Weihe » il « Meise » e nostri « C.V.V. 6 » « Can-guro » e « C.V.V. 7 Pinocchio ».

41. - Vista di fronte.

Nel disegno della vista di fronte non c'è molto da dire.

Se l'ala è media risulta conveniente costruirla ad M sia per alzare la estremità da terra, sia per avere più alto il centro di deriva dell'ala per migliorare la stabilità trasversale.

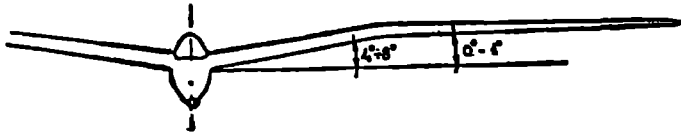


Fig. 156.

In questo tipo di ala si tiene un diedro di circa $4^{\circ}-8^{\circ}$ per il tratto centrale e di 1° o 0° dal gomito in poi (fig. 156).

Nel caso di ala alta la forma ad M è perfettamente inutile dato anche il fatto della sua maggior difficoltà costruttiva.



Fig. 157.

Per l'ala diritta si ha un V di circa $2^{\circ}-3^{\circ}$ che è sufficiente per la stabilità in spirale (fig. 157).

Determinata così la forma e la posizione nella vista di fronte dell'ala, è importante controllare la posizione in altezza del piano orizzontale.

Occorre verificare se, con l'apparecchio in condizioni di riposo,

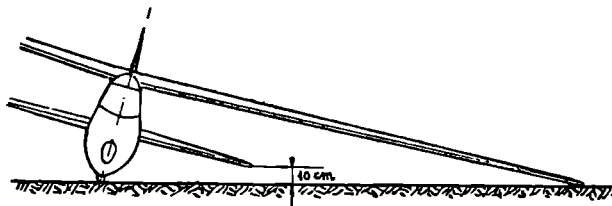


Fig. 158.

cioè con l'ala e con il pattino anteriore e posteriore a terra, il piano orizzontale non tocchi anch'esso per terra, o peggio ancora, non tocchi terra prima dell'ala, nel qual caso parte del peso del velivolo dovrebbe esser sopportato dal piano stesso e dai suoi attacchi.

Nella posizione di riposo è bene perciò che il piano orizzontale rimanga sollevato da terra di almeno $8-10$ cm. (fig. 158).

42. - Vista di pianta.

Nella vista in pianta dobbiamo definire la forma dell'ala, della fusoliera e del piano orizzontale.

Dell'ala abbiamo già fissati in principio apertura e superficie, e quindi corda media e allungamento. Si tratta ora di definire la forma.

Nei veleggiatori l'ala può essere rastremata trapezoidale, rettangolare e, soluzione intermedia, rettangolare per un tratto centrale e rastremata poi (fig. 159).

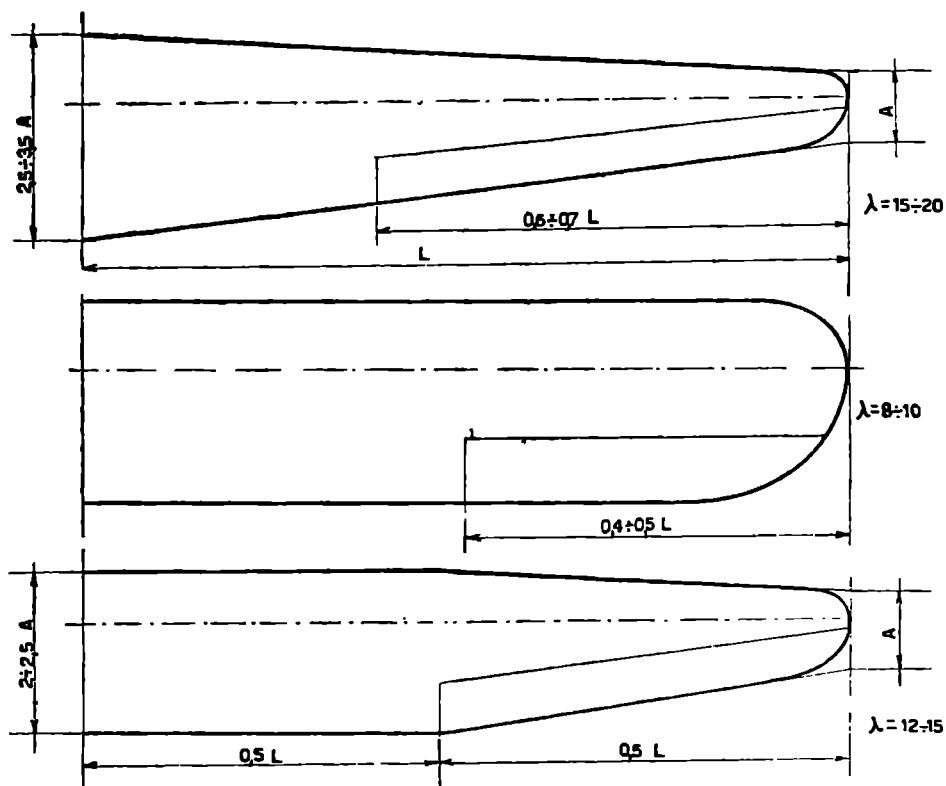


Fig. 159.

In ali di notevole allungamento è preferibile la prima soluzione in quanto si ottiene una corda maggiore all'incastro con maggior spessore, perciò, del longherone. Il rapporto di rastremazione — rapporto fra la corda massima e quella minima — può variare tra 2,5 e 3,5, con valore maggiore per più alto allungamento.

L'ala rettangolare, invece, conviene nei piccoli veleggiatori con basso allungamento e nei libratori scuola, data la maggior semplicità costruttiva. Nel caso però di profilo vario l'ala rettangolare non trova più giustificazione in quanto le centine risultano tutte diverse e la sua prerogativa di semplicità di costruzione non esiste più rispetto ad un'ala rastremata.

Inoltre l'ala rettangolare è più gravosa dal punto di vista robustezza, di un'ala rastremata, perchè a pari allungamento e superficie, nell'ala rettangolare è minore la corda all'incastro e quindi lo spessore del longherone; il momento flettente massimo poi è maggiore in quanto il centro geometrico dell'ala rettangolare è più distante dalla sezione d'incastro di quello di un'ala rastremata.

Quindi, questo tipo d'ala è poco adatto per velivoli di medie caratteristiche ed è poi assolutamente da escludere per veleggiatori di alte caratteristiche con forte allungamento.

Soluzione intermedia fra l'ala rettangolare e quella trapezoidale è la terza di fig. 159, cioè rettangolare per il tratto centrale e rastremata poi. Questa forma è particolarmente adatta nel caso si abbia controventatura esterna in quanto lo sforzo massimo di flessione non è più all'incastro, ma in corrispondenza del montante e quindi non è necessario avere la corda massima, e il massimo spessore del longherone, in corrispondenza dell'attacco alla fusoliera.

Nella parte centrale il profilo rimane costante e nullo lo svergolamento; la parte rastremata sarà a profilo vario e con svergolamento. Il tratto rettangolare in genere è poco meno della metà della apertura alare.

Nel disegno in pianta della fusoliera si terrà conto di una larghezza massima in corrispondenza del posto di pilotaggio di circa 60 cm. come valore minimo ottimo. Se la sezione della fusoliera è curva si rende necessario che le generatrici siano rettilinee il più possibile onde permettere il rivestimento in compensato. In pianta si può ottenere una buona linea della fusoliera anche con generatrici rettilinee da circa il bordo d'uscita dell'ala fino all'estremità posteriore. La larghezza all'estremità della fusoliera in corrispondenza del piano orizzontale è bene sia almeno di 15-18 cm. per avere una sufficiente distanza degli attacchi per un buon fissaggio del piano stesso.

Per il piano orizzontale, nota la superficie, si terrà un allungamento fra 3,5 e 5, valore quest'ultimo che non conviene superare per ragioni costruttive. Come rapporto di rastremazione si può tenere un valore medio di 2.

43. - Superfici di manovra.

Disegnato nel suo complesso il velivolo, occorre ora determinare le dimensioni delle superfici di manovra: alettoni, timone di profondità e di direzione.

Negli alianti queste superfici debbono essere sempre molto grandi per poter avere una buona maneggevolezza, date le basse velocità di questi velivoli.

Per gli alettoni in base a numerose esperienze si è riscontrato che

la loro efficacia massima viene raggiunta quando hanno una corda del 25-30 % di quella alare corrispondente. In pratica però negli alianti la corda dell'alettone si tiene circa costante con l'apertura o con basso rapporto di rastremazione. La sua corda all'estremità è bene però che non superi il 40-45 % di quella alare corrispondente.

L'apertura dell'alettone può variare dal 45 % fino al 70 % di quella della semiala; la superficie necessaria per ogni alettone può variare dal 18 % al 22 % di quella della semiala.

Nelle ali molto allungate il rapporto fra l'apertura dell'alettone e l'apertura alare si tiene sempre più alto di quello per ali di basso allungamento come si è potuto riscontrare in figura.

La superficie del timone di profondità si tiene pari al $45 \div 50$ % della superficie totale dell'impennaggio orizzontale.

Nel timone di direzione, invece, la superficie si tiene del $60 \div 75$ % di quella totale dell'impennaggio verticale.

44. - Organi di atterraggio.

Particolare notevole degli alianti è la grande differenza degli organi di atterraggio rispetto a quelli dei velivoli a motore.

Negli alianti infatti dato la mancanza dell'elica e il basso carico alare, a cui consegue una bassa velocità di atterraggio, gli organi di contatto col suolo sono generalmente costituiti da un semplice pattino ammortizzato o meno.

Nei veleggiatori si è diffuso l'applicazione di una piccola ruota a bassa pressione, posta quasi sempre poco dietro il baricentro. In ogni caso però, l'aliante manca di stabilità laterale da fermo. In partenza, come tutti sanno, viene tenuta un'ala da una persona che l'accompagna correndo finchè viene raggiunta una certa velocità per cui si ha l'equilibrio aerodinamico trasversale con manovra degli alettoni.

Abbiamo detto che il pattino può essere ammortizzato o meno. Negli alianti liberatori da scuola (« Zoegling », « Allievo Cantù ») il pattino è costituito da una striscia di legno duro collegata rigidamente alla fusoliera. In genere però il pattino viene collegato con l'interposizione di tamponi di gomma, palle da tennis, ed anche molle d'acciaio.

L'applicazione della ruota non comporta, di massima, l'esclusione del pattino anteriore in quanto la ruota è un sussidio al pattino stesso per diminuire la resistenza in partenza e facilitare perciò il decollo. Essa poi è molto utile per il trasporto sul campo.

Generalmente viene posta in corrispondenza del 35 %-40 % della corda alare, cioè dietro il baricentro e deve sporgere rispetto al pattino col velivolo in linea di volo, di circa 5 cm. per tener conto dello schiacciamento del pneumatico sotto carico (fig. 160).

Questa disposizione è particolarmente utile in quanto permette atterraggi lunghi o corti a piacere secondo le necessità.

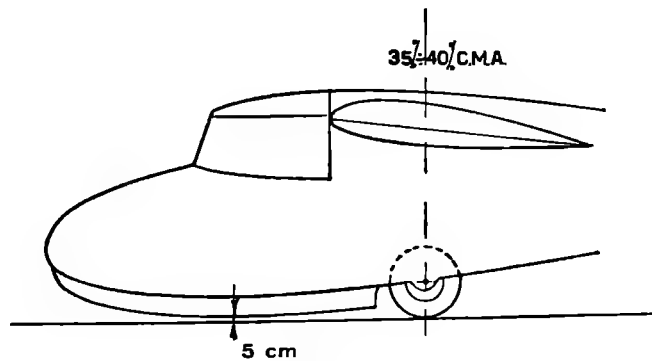


Fig. 160.

Infatti « sostenendo » l'apparecchio sulla ruota col timone di profondità, si può arrivare a smaltire tutta la velocità in rullata compiendo così lunghi percorsi. Viceversa, se occorre atterrare in breve spazio,



Fig. 160 bis. — Tipo di carrello monoruota retrattile montato sull'aliante « Mü 17 ». (Foto M. Galimberti).

appena la ruota è a contatto col suolo, picchiando col « profondità » si può far gravare tutto il peso del velivolo sul pattino frenandolo così energicamente in breve spazio.

In veleggiatori di alte caratteristiche si è persino ricorsi alla ruota completamente retrattile (fig. 160 bis). In questo caso generalmente è

abolito il pattino, e la ruota è posta però anteriormente al baricentro e va munita di freno, non potendosi frenare il velivolo con la manovra prima vista per la mancanza del pattino stesso.

Con questa soluzione, che però porta ad una maggior complicazione costruttiva e ad un aumento di peso, si ottiene una perfetta « finezza » della fusoliera per la mancanza di organi sporgenti quali il pattino e la ruota fissa, migliorando sensibilmente l'efficienza del velivolo. Certo che la mancanza del pattino è particolarmente svantaggiosa, nel caso di atterraggio di fortuna in terreni arati, su greti di fiumi, o in ogni modo su terreni non livellati, poichè è facilissimo danneggiare il fondo della prua della fusoliera.

Nel definire perciò gli organi di atterraggio di un aliante si deve ben considerare quali saranno le condizioni d'impiego dell'apparecchio e in mano a quali piloti sarà affidato.

Certe arditezze costruttive si riscontrano quindi solo in velivoli di alte caratteristiche e destinati perciò ad essere portati in volo da esperti piloti. Il rischio di una « scassata » è allora compensato dalla possibilità di vittoria in una gara o dallo stabilire un nuovo primato.

45. - Comandi delle superfici di manovra.

Lo studio degli organi di comando delle superfici di manovra riveste una grande importanza nel progetto di un qualsiasi aeroplano. Negli alianti in particolare, poi, i comandi devono essere meccanicamente dolcissimi, poichè dati i piccoli carichi aerodinamici gravanti sulle superfici mobili, a causa delle basse velocità e dei modesti carichi alari di questi velivoli, le resistenze meccaniche delle trasmissioni non devono mascherare le reazioni sui comandi in modo che il pilota possa sempre « sentire » l'apparecchio.

Perchè le varie trasmissioni siano meccanicamente buone occorre quindi ridurre al minimo gli attriti riducendo le carrucole, i rinvii, gli snodi allo stretto necessario. Più la trasmissione è semplice e meglio funzionerà.

Di conseguenza è bene proceder di pari passo con lo studio delle strutture del velivolo e delle varie trasmissioni e adattare le prime alle seconde. È più conveniente complicare, se è necessario, un'ordinata della fusoliera per semplificare i comandi che non l'inverso.

Accenniamo qui invece, brevemente, al modo di funzionamento delle superfici di manovra e ai meccanismi più usati.

Le superfici mobili — alettoni, timone di profondità e timone di direzione, — sono comandati dal pilota per mezzo di trasmissioni che possono essere a cavi, con aste rigide o miste.

Barra. — Gli alettoni sono mossi dalla barra di comando con movimento trasversale, mentre con movimento longitudinale è mosso il timone di profondità o equilibratore. Il timone di direzione è mosso invece con movimento della pedaliera.

Negli alianti, come pure negli apparecchi a motore, le trasmissioni dei comandi sono, per la generalità, a cavi d'acciaio. Nei veleggiatori

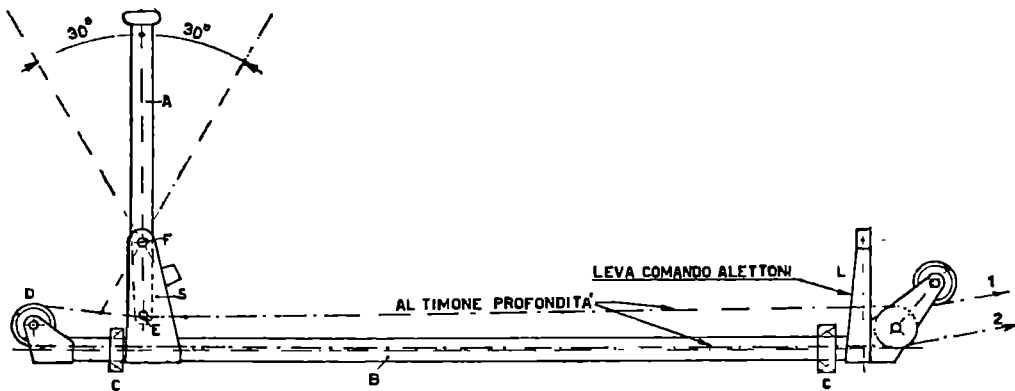


Fig. 161.

di alte caratteristiche si va diffondendo l'uso di trasmissioni rigide, solo per gli alettoni però, che danno una maggior sensibilità per i minori attriti. Però i comandi a trasmissione rigida sono più costosi e più delicati da mettere a punto di quelli a trasmissione a cavi, ed ecco la ragione della grande diffusione di questo ultimo sistema.

Lo schema più comune di comando delle superfici di manovra con trasmissione a cavi è riportato nella fig. 161.

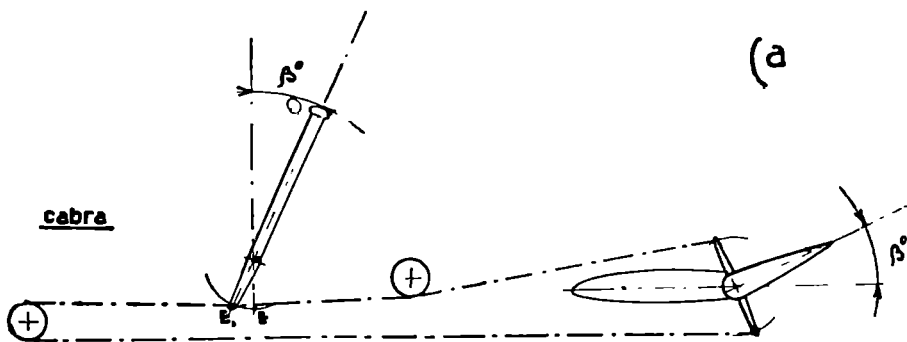


Fig. 162.

La barra di comando A è incernierata in F ad un supporto S rigidamente fissato ad un tubo di torsione B, libero di ruotare intorno ad un asse longitudinale sui cuscinetti c-c.

La barra ruota intorno ad F in un piano longitudinale, e si prolunga inferiormente con un braccio di leva a cui è collegato in E il cavo di comando del timone di profondità. Il ramo 1 va direttamente alla

leva superiore di questo, mentre il ramo 2 passa anteriormente per una carrucola di rinvio D e va poi alla leva inferiore.

Tirando la barra indietro, il punto d'attacco del cavo E si porta in E', cioè il ramo 1 è teso e l'equilibratore ruota perciò verso l'alto e l'apparecchio *cabra* (fig. 162).

Viceversa se la leva è spinta verso l'avanti, il ramo 2 è teso e l'equilibratore ruota verso il basso, ed il velivolo *picchia* (fig. 163).

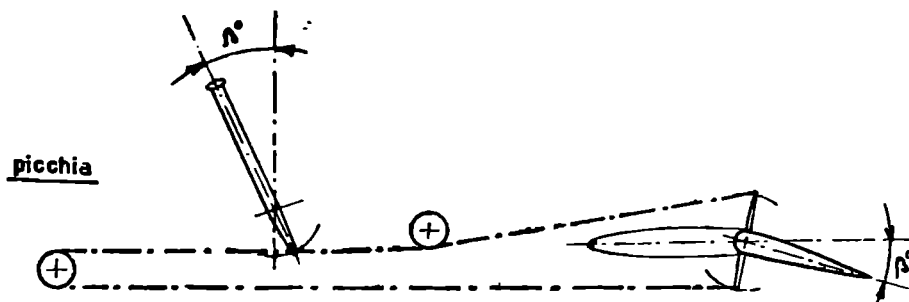


Fig. 163.

Il comando degli alettoni è ottenuto con il movimento trasversale della barra che fa ruotare il tubo di torsione B. Questo porta all'estremità posteriore (in genere in corrispondenza dell'ordinata maestra della fusoliera) due leve L, a cui sono collegate le aste T che trasmettono il movimento attraverso una leva a tre bracci, al circuito di cavi che comanda gli alettoni (fig. 164).

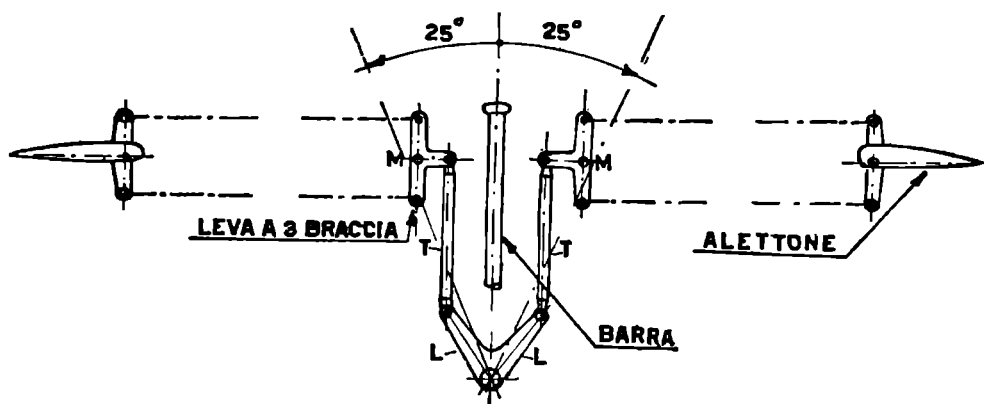


Fig. 164.

La leva a tre bracci è fissata al lungherone dell'ala e per lo smontaggio delle ali si svincola il collegamento con l'asta T. Per i normali alianti veleggiatori il raggio delle leve si tiene in media fra 80-120 mm. Quando lo spazio lo permette è meglio adottare il valore maggiore per diminuire gli sforzi sulla trasmissione.

Pedaliere. — La pedaliera degli alianti veleggiatori si differenzia da quella dei normali motovelivoli. In questi ultimi infatti il comando del timone di direzione è dato dal movimento longitudinale della gamba che fa ruotare una traversa orizzontale intorno ad un asse verticale, oppure per spostamento longitudinale della pedana.

Come nel primo caso sono pure le pedalieri degli alianti libratori (« Zoegling » « Allievo Cantù ») ecc.

Nei veleggiatori invece, sia per non affaticare troppo il pilota con il movimento di tutta la gamba (in considerazione delle lunghe permanenze in volo), sia perchè gli sforzi da esercitare sono abbastanza piccoli, il comando si ottiene col solo movimento del piede che fa ruotare, intorno ad un'asse orizzontale trasversale, la pedana su cui il piede stesso appoggia.

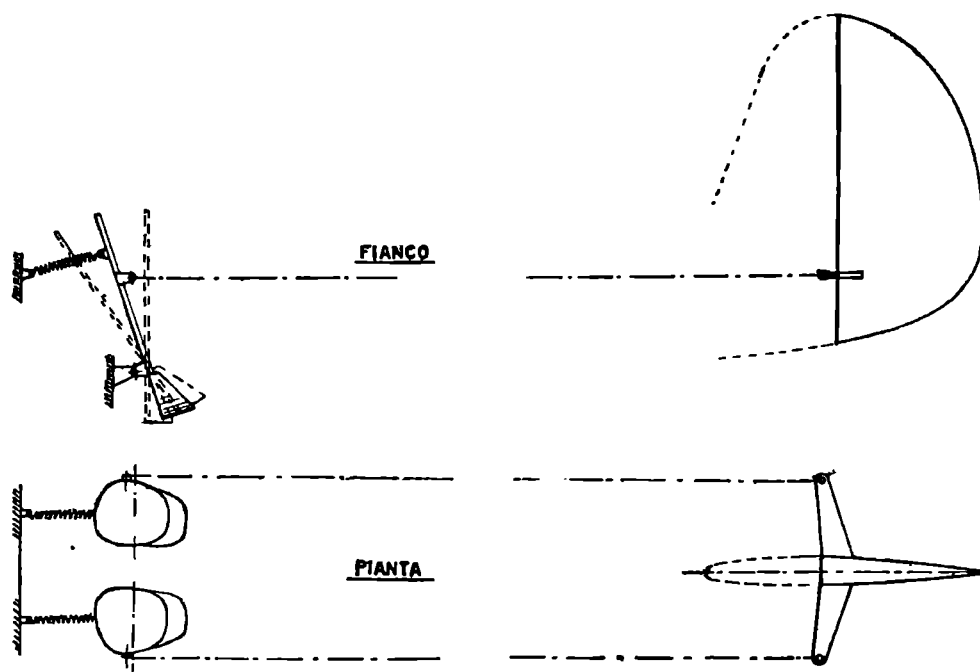


Fig. 165.

All'esterno delle pedane sono attaccati, al di sopra dell'asse di rotazione, i cavi che vanno alle due leve del timone di direzione. Anteriormente le pedane sono tenute da molle che danno la dovuta tensione ai cavi chiudendo il circuito (fig. 165).

Il circuito può essere chiuso anche con un tratto di cavo che collega anteriormente tramite due carucole di rinvio, le due pedane.

In fig. 166 è riportato uno schema prospettico della sistemazione dei comandi con trasmissione a cavi più generalmente adottato negli alianti.

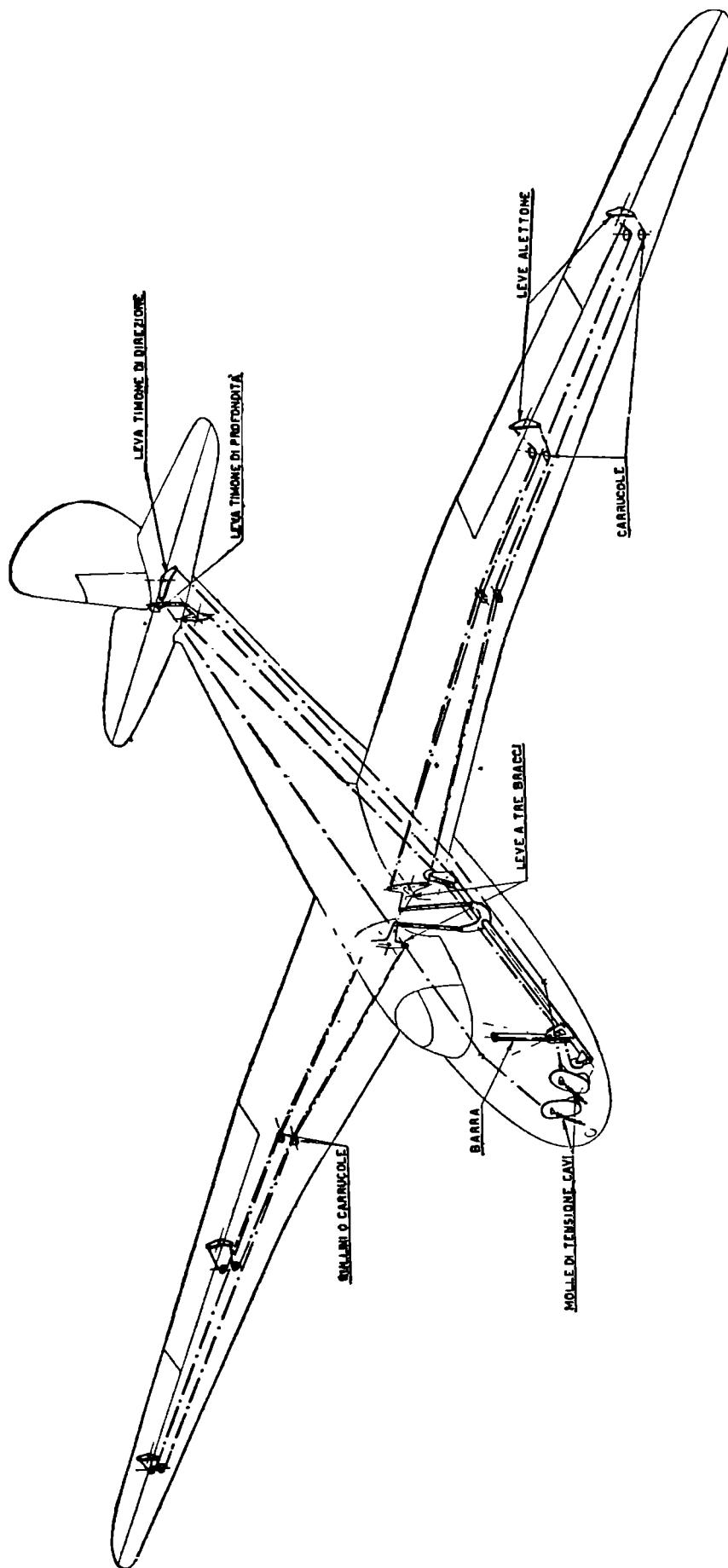


Fig. 166. - Disposizione comandi delle superfici di manovra con trasmissioni a cavi.

46. - *Varie.*

Diruttori. — Nelle costruzioni volovelistiche da anni ormai i diruttori sono divenuti indispensabili. Schematicamente essi sono costituiti da superfici, generalmente piane, che mediante comando del pilota a disporsi in posizione circa normale alla superficie alare (fig. 167).

Il loro effetto è quello di disturbare la vena fluida sull'ala, e da ciò deriva il nome di diruttori o disruttori, provocando nell'ala una caduta di portanza e di conseguenza un peggioramento dell'efficienza e della velocità di discesa. Ciò è necessario per l'atterraggio in breve spazio, dato che l'atterraggio su campi di fortuna è cosa frequentissima nel volo a vela.

Questi diruttori sono posti sempre sul dorso dell'ala per ottenere il maggior effetto disturbatore. È evidente che il loro dimensionamento

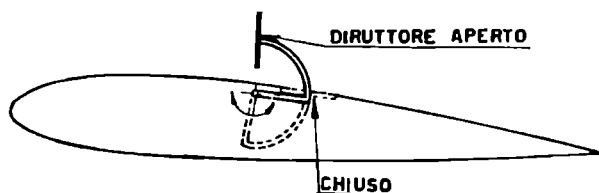


Fig. 167

deve essere in relazione alle caratteristiche e dimensioni dell'apparecchio su cui vanno montati, ed è bene non eccedere nelle loro dimensioni, allo scopo di aumentarne l'efficacia, per non provocare un eccessivo sforzo di apertura.

La loro distanza deve essere tale dal piano verticale di simmetria del velivolo, che la zona vorticoso provocata in apertura abbia ad interessare il meno possibile i piani di coda in modo da non generare scuotimenti e vibrazioni, se non proprio pericolose, certo poco gradite.

Questi diruttori semplici dorsali sono ora usati solo in apparecchi da allenamento della categoria del nostro « Asiago ».

Infatti con il diffondersi nel volo a vela del volo temporalesco ed in nube, ci si è trovati nella necessità di dover limitare la velocità massima raggiungibile in picchiata, perchè spesso capita di trovarsi senza accorgersene, o senza poterlo impedire, in assetti pericolosi per le alte velocità che si vengono a raggiungere e che possono addirittura compromettere l'integrità del velivolo stesso.

Si è pensato allora di limitare la velocità massima aumentando artificialmente, quando occorra, la resistenza aerodinamica del velivolo con dei diruttori di superficie notevolmente superiore al normale. (Si è visto precedentemente con un esempio numerico come si procede al calcolo della superficie di questi diruttori con effetto di freno).

Per non avere uno sforzo eccessivo di comando alla loro apertura data la grande superficie investita dal vento, si è ricorso allo sdoppiamento ponendone uno dorsale ed uno ventrale per semiala, collegati con opportuno cinematismo in modo da ottenere la compensazione aerodinamica in quanto la pressione che si oppone all'apertura di quello dorsale è equilibrata da quella sul diruttore ventrale che è sollecitato ad aprirsi (fig. 168).

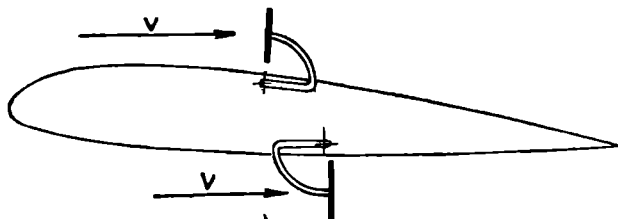


Fig. 168.

Sono questi i diruttori *doppi a fessura* più diffusi nel campo velistico. Il loro compito è quindi duplice: peggiorare l'efficienza e la velocità di discesa, e limitare a valori di sicurezza per la struttura la velocità massima del velivolo. Questa velocità limite con diruttori doppi totalmente aperti è contenuta nei moderni veleggiatori fra 200 250 km/h.

Ganci di traino. — Nel primo capitolo si è parlato dei diversi sistemi di traino in volo degli alianti, sistemi che si possono distinguere in due categorie: traino da terra (a cavo elastico, a verricello, con l'automobile) e traino in volo con l'aeroplano.

Per questi due sistemi di traino il gancio deve avere una particolare disposizione e costituzione dato il diverso modo di funzionamento.

Nel traino da terra, infatti, occorre che la traiettoria del velivolo sia molto inclinata verso l'alto in modo da raggiungere rapidamente quota. A questo scopo è necessario che il gancio sia molto più basso del baricentro e non troppo avanti ad esso. Inoltre lo sgancio deve avvenire automaticamente al cessare della trazione di traino (per distendimento del cavo elastico, o per interruzione dell'azione del verricello).

Per queste ragioni il gancio per traino da terra viene applicato a prua sotto il pattino, e deve essere un gancio aperto. Perché non avvengano sganci prematuri del cavo di traino, data la forte inclinazione di questo rispetto al velivolo, è necessario che il gancio formi, con la sua verticale con velivolo in linea di volo, un angolo di circa 25°.

Per il rimorchio con l'aeroplano, invece, è necessario che l'aliante si mantenga di poco più alto del rimorchiatore: quindi il gancio deve essere di poco più basso del baricentro del velivolo, ed in posizione più avanzata possibile.

Va notato poi che durante il volo trainato il cavo non si mantiene mai in tensione, ma possono avvenire spesso degli allentamenti dovuti ad una non perfetta condotta di volo dei due velivoli che può dipendere da cause esterne (raffiche) o da poca abilità del pilota. Si comprende perciò che in questo caso il gancio non dovrà essere aperto, perchè si avrebbe lo sgancio prematuro, ma chiuso e l'apertura comandabile a volontà del pilota.

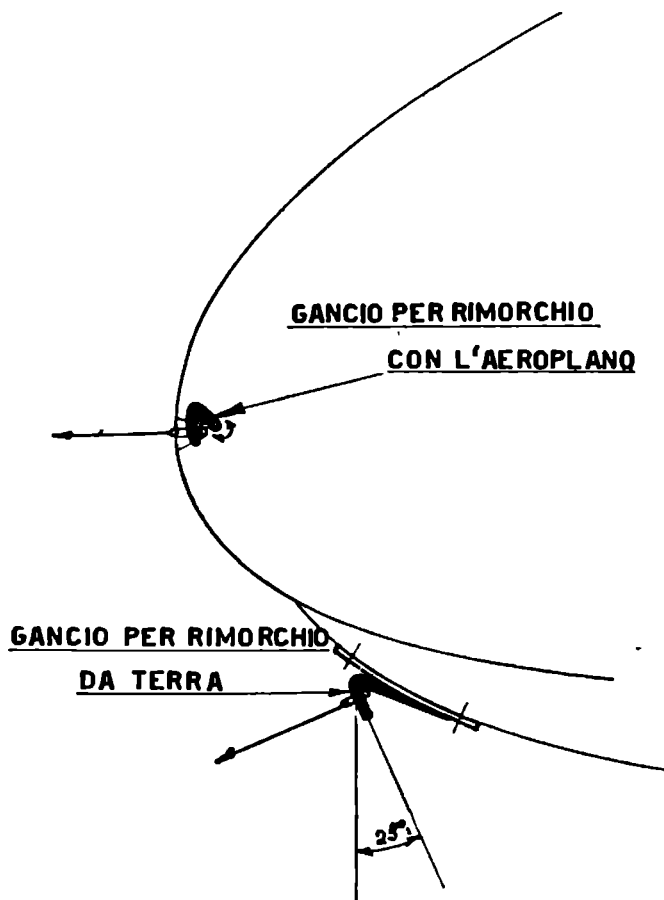


Fig. 169.

Nella figura 169 è rappresentata la disposizione dei due tipi di ganci sulla prora dell'aliante.

Negli alianti veleggiatori dato che essi possono essere trainati sia da terra che in volo, si rende necessaria l'applicazione di entrambi i ganci, aperto e chiuso con comando di sgancio a portata di mano del pilota.

CAPITOLO OTTAVO

IL DISEGNO DEL VELIVOLO

In questo capitolo cercheremo di dare qualche nozione pratica relativa al disegno geometrico del velivolo, disegno dei vari elementi ed in special modo di particolari sezioni di essi.

Nel disegno, ricordiamolo, bisogna sempre tener presente le esigenze costruttive.

È bene perciò, ad esempio, ottenere sia nell'ala che nella fusoliera, superfici sviluppabili, cioè a generatrici rettilinee, per poterle con facilità rivestire in compensato, poichè questo non si adatta a ricoprire superfici a doppia curvatura essendo possibili solo piccolissimi stiramenti e ciò da parte di mano d'opera particolarmente specializzata.

47. - Disegno planimetrico dell'ala.

Del disegno in pianta dell'ala un poco abbiamo detto nell'impostazione del progetto. Per ragioni costruttive sarà da preferire l'ala a contorni rettilinei esclusi i terminali che per ragioni aerodinamiche ed estetiche si fanno a linee curve.

Per il disegno di questi come pure per i contorni degli impennaggi, un metodo molto pratico e comodo è il tracciamento ad archi di parabola per tangenti.

Generalmente le linee curve di contorno delle ali e degli impennaggi vengono tracciate a sentimento sul disegno in scala (magari sfruttando un certo curvilinee). Il difficile viene poi quando si tratta di disegnarle al vero in officina per la realizzazione costruttiva. Anche nel caso di una curva particolarmente semplice come il cerchio, che nel disegno di progetto è subito fatta col compasso, quando poi si tratta di tracciarla al vero ci si accorge magari che non si ha a disposizione un compasso di dimensioni adatte.

Non parliamo quindi delle difficoltà che sorgono quando si debbano tracciare delle curve qualsiasi.

Con la costruzione di curve paraboliche per tangenti invece è praticissima la riproduzione in qualsiasi scala ed inoltre si possono ottenere delle linee armoniche e piacevoli esteticamente.

Vediamo come esempio il tracciamento del terminale di un'ala. Si disegna in primo luogo l'ala senza raccordo d'estremità terminante perciò in $\overline{AB}$ (fig. 170). Si prende poi sul bordo d'attacco un punto C

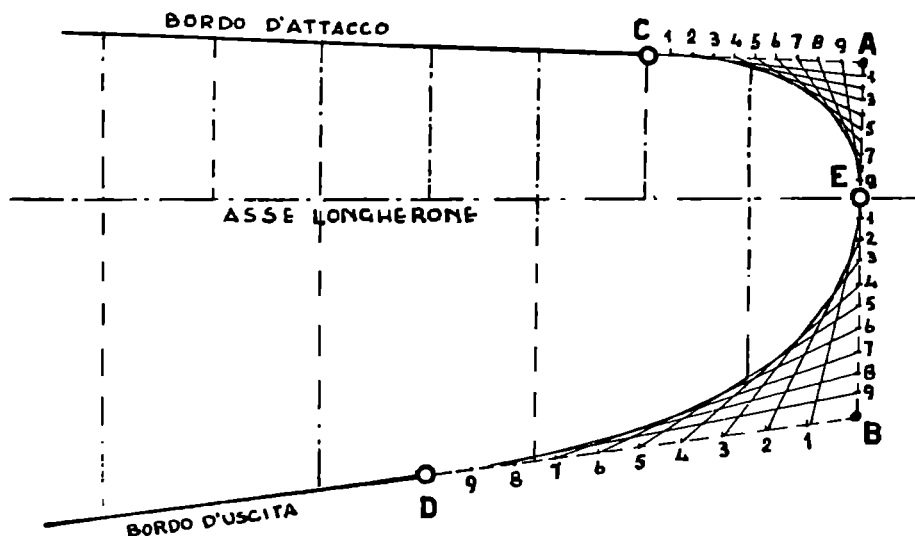


Fig. 170.

a distanza da A circa metà del segmento $\overline{AB}$, e sul bordo d'uscita un punto D distante da B circa $1,2 \overline{AB}$, ed un terzo punto E incontro dell'asse del longherone con la corda virtuale $\overline{AB}$.

I punti C , E e D sono i punti di tangenza della curva che risulterà, con le rette bordo d'attacco, corda $\overline{AB}$ e bordo d'uscita.

Per tracciare la detta curva si dividono i segmenti $\overline{CA}$ e $\overline{EB}$ in un ugual numero di parti — 6 ad esempio — e si congiungono i punti di divisione corrispondenti come si vede chiaramente nello schizzo (fig. 171).

Si ottiene così l'involuppo per tangenti del ramo superiore della curva terminale. Con un opportuno curvilinee (per il disegno in scala) e con un listello flessibile (per il disegno al vero) si traccia la curva tangente a queste rette, curva che risulta un arco di parabola.

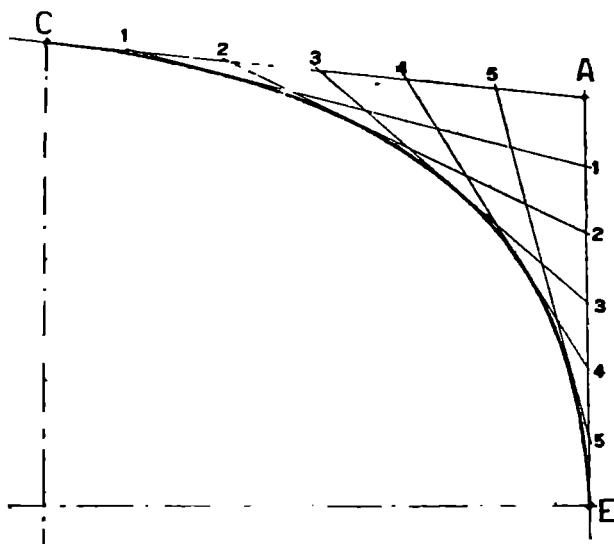


Fig. 171.

Analogamente si opera per il ramo inferiore $E B D$. In pratica i punti C e D , per semplicità di disegno, si prendono in corrispondenza di una centina o, in ogni modo, ad una distanza da A e da B di valore possibilmente intero. Il punto E si può fissare sull'asse del longherone.

È facile che le posizioni di questi punti C, E, D dopo il primo tracciamento della curva vadano spostate perchè può darsi che la curva stessa non risulti piacevole all'occhio. Sarà quindi da trovare per successivi tentativi la posizione che dà il miglior risultato.

Con queste stesse costruzioni grafiche si tracciano i piani di coda ed anche le sezioni della fusoliera come vedremo in seguito.

48. - Disegno dei profili dell'ala.

Nel disegno dell'ala ha fondamentale importanza ciò che riguarda il tracciamento della forma delle sezioni parallele all'asse longitudinale del velivolo, dette profili alari.

Ala a profilo costante. — In un'ala il cui profilo si mantiene costante lungo tutta l'apertura, il tracciamento dei profili nelle diverse sezioni è molto semplice. Nei grafici delle caratteristiche aerodinamiche dei profili è sempre riportata una tabella per il tracciamento del profilo stesso. In questa tabella si notano 3 colonne di numeri: quella delle x , delle y , e delle y_i , i cui valori sono relativi ad una lunghezza del profilo unitaria; cioè sono *valori percentuali* della lunghezza del profilo.

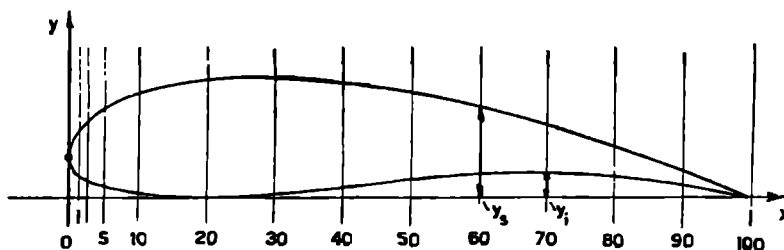


Fig. 172.

Le x sono le ascisse e le y le ordinate. La lunghezza del profilo viene divisa in 10 parti, e la prima parte a sua volta è ulteriormente divisa in 4 o 5 parti per ottenere una maggior precisione nel tracciamento del becco del profilo. Avremo così valori di x del $1,25\% \div 2,5\% \dots \dots 10\% \div 20\% \dots \dots 100\%$.

Da questi punti sulla corda si tracciano delle rette perpendicolari alla corda stessa e su ognuna di questa si riportano i valori di y , e y_i (fig. 172).

Si ottengono così dei punti che uniti tra loro danno luogo alla forma del profilo.

Per determinare i valori di x , y_s e y_i di un profilo di una data lunghezza non occorre che moltiplicare i valori della tabella per la lunghezza stessa e dividere per 100. Si disegnano così i profili di un'ala in base alla loro lunghezza.

Ala a profilo e incidenza vari. — Come sappiamo le ali dei veleggiatori non sono quasi mai a profilo costante, ma questo varia da sezione a sezione. All'incastro si usano profili con forte portanza e spessore per ragioni costruttive, mentre all'estremità, sia per migliorare l'efficienza che la stabilità trasversale, si usano profili più sottili e calettati negativamente rispetto a quello all'incastro.

Vediamo allora come, dati i due profili fondamentali, si possano disegnare i profili intermedi.

Dobbiamo subito dire che trattiamo ali con rastremazioni rettilinee e la variazione di profilo deve risultare pure lineare. Così facendo la superficie dell'ala risulta sviluppabile permettendo perciò il rivestimento del bordo d'attacco in compensato.

La variazione lineare del profilo si può ottenere sia con metodo grafico che analitico.

Metodo grafico. — Su di una retta t orizzontale, presa come riferimento, si riportano in opportuna scala ($1 : 10 \div 1 : 5$) le posizioni delle sezioni costruttive dell'ala, cioè delle centine. Se A e B sono le posizioni delle centine estreme, di profilo noto, si riportano in queste

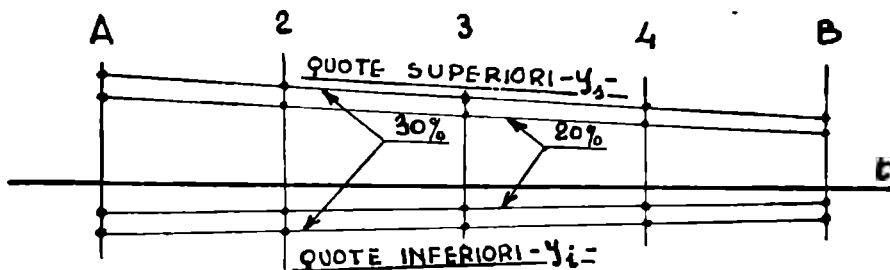


Fig. 173.

(in scala $1 : 5$ o $1 : 2$) le quote superiori y_s e inferiori y_i corrispondenti ad una data percentuale della corda (ad esempio al 30%) e si congiungono questi punti con una retta (fig. 173).

L'intersezione di queste rette con le normali alla t , condotte per le posizioni delle centine intermedie, ci danno le quote superiori ed inferiori dei profili a quella data percentuale della corda.

Si rende evidente questa costruzione con lo schizzo riportato in (fig. 174).

Ripetendo l'operazione per tutti i valori percentuali di x si ottengono così tutte le quote delle centine intermedie.

Poichè queste operazioni sono molte (in genere 14) se si opera sempre sulla stessa retta t si verranno ad avere tutte le generatrici, corrispondenti alle varie percentuali della corda, molto vicine ed anche sovrapposte fra loro, rendendo perciò difficile l'esatta determinazione delle quote dei profili.

Per eliminare queste possibili cause d'errore occorrerebbe ripetere il disegno indipendentemente uno dall'altro per ogni valore percentuale

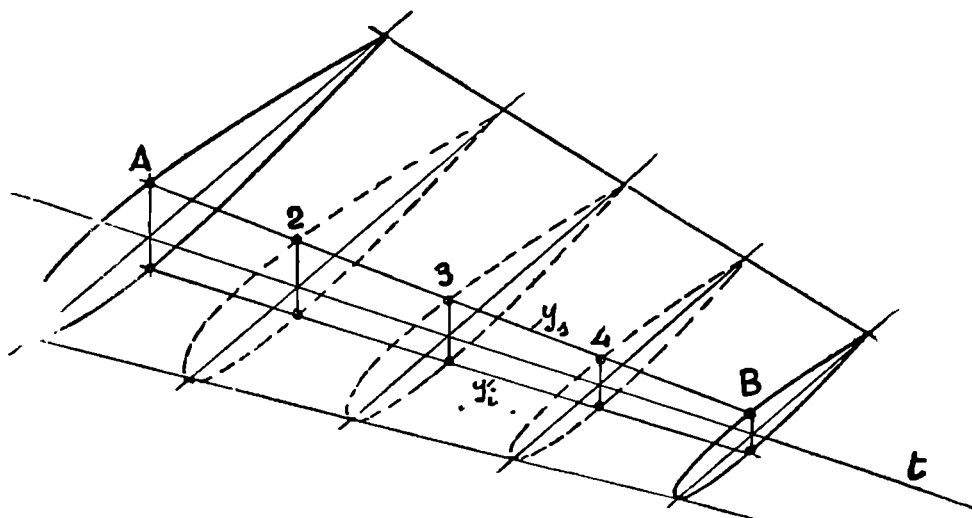


Fig. 174.

della corda. Si comprende bene che così facendo il lavoro diviene abbastanza lungo.

Per questa ragione, e per la poca esattezza stessa dei metodi grafici, specie se non eseguiti con molta cura e precisione, si preferisce ricavare le quote dei profili col metodo analitico.

Metodo analitico. — Consideriamo ancora i profili base A e B e quelli intermedi 2-3-4. Ad ogni valore percentuale di x , (ad esempio al 30 %) si faccia la differenza della quota di A con quella di B . Dividendo questa differenza per il *numero delle centine* — 10, il che è lo stesso, *per il numero degli spazi tra le centine*, otteniamo la differenza di quota tra una centina e l'altra contigua. Ciò vale però se la distanza fra le centine è costante. Se non lo è si può sempre con proporzioni ricavare detta differenza. Sommando quindi questo *incremento* al valore (B) o sottraendolo al maggiore (A) tante volte quanti sono gli spazi, si ottengono le quote delle centine.

Esempio. — Per spiegarci meglio facciamo un esempio pratico. Consideriamo la quota superiore y_s al 20% della corda. Sia quella di $A: y_s = 40$ mm e quella di $B: y_s = 20$ mm; la differenza delle due quote sarà: $40 - 20 = 20$ mm. che divisa per il numero degli spazi $= 4$ (oppure numero delle centine $5 - 1 = 4$) ci dà l'incremento fra due centine continue:

$$20 : 4 = 5 \text{ mm.}$$

Sommando alla quota di B o sottraendola dalla A si hanno le quote dei profili 2-3-4:

$$\begin{array}{rcl} \text{centina } B & \div y_s & = 20 \text{ mm.} \\ \text{» } 4 & \div y_s & = 25 \text{ »} \\ \text{» } 3 & \div y_s & = 30 \text{ »} \\ \text{» } 2 & \div y_s & = 35 \text{ »} \\ \text{» } A & \div y_s & = 40 \text{ »} \end{array}$$

e appunto come verifica la quota di A risulta difatti $y_s = 40$ mm.

Con lo stesso procedimento si ottengono le altre quote relative agli altri valori percentuali della corda.

Nel caso che i due profili A e B abbiano corde di riferimento diverse, ad esempio, per A sia la tangente e per B la congiungente il bordo d'attacco con quello di uscita, per non aver da operare con numeri positivi e negativi continuamente, ciò che potrebbe dar luogo ad errore a causa dei segni, si semplifica il calcolo trasformando le quote tutte positive. Ciò si ottiene sommando a tutte queste, positive e negative dei profili base A e B e tenendo conto dei segni, una quantità fissa opportunamente scelta.

49. - *Svergolamento alare. Piano di costruzione.*

Abbiamo visto come si ottengono i profili intermedi a due dati senza tener conto della posizione relativa tra loro derivante dallo svergolamento dell'ala.

Per la costruzione dell'ala, e quindi dei suoi elementi, occorre invece avere l'esatta posizione di un profilo rispetto all'altro. È utile perciò riferire i profili non alla loro corda, ma tutti ad un unico piano detto *piano di costruzione dell'ala* (fig. 175).

Questo piano si prende fuori dell'ala in modo che le quote di tutti i profili risultino positive, semplificando così il calcolo come si è detto prima.

Per ottenere lo svergolamento dell'ala, generalmente si ruotano le sezioni intorno al bordo d'attacco in modo che questo risulti rettilineo (fig. 176).

Il piano di costruzione si fissa in pratica ad una distanza circa di 15-20 cm. dal bordo d'attacco dell'ala (fig. 177).

Si disegnano allora i profili estremi noti, possibilmente al vero o in scala $1 : 2$, riferiti alla loro corda o tangente secondo le tabelle. È necessario ora riferirli al piano di costruzione dell'ala con il loro effettivo

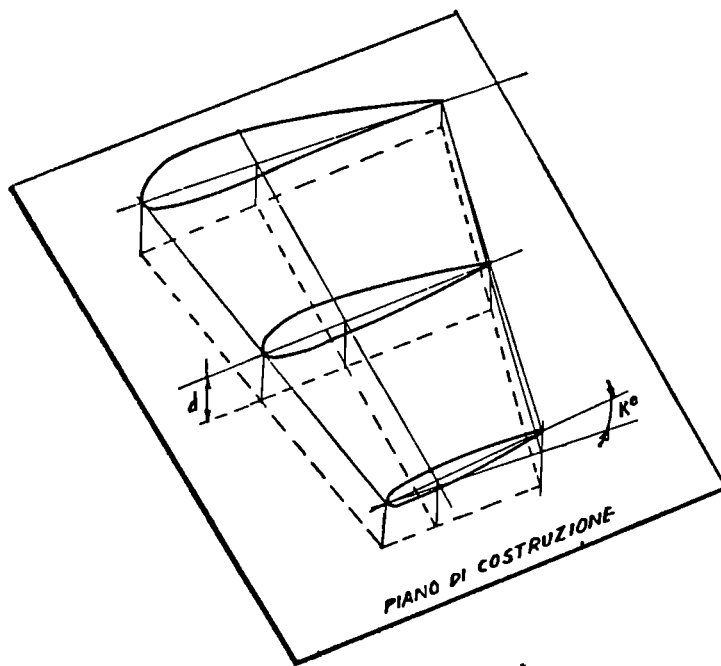


Fig. 175.

calettamento rispetto alla linea di volo del a fusoliera. Si traccia perciò una retta t distante dal bordo d'attacco quanto è la distanza del piano di costruzione prima fissato e formante un angolo con la loro corda uguale all'angolo d'incidenza.

Per chiarire quanto si è detto vediamo con un esempio.

Il piano di costruzione sia parallelo al bordo d'attacco e distante da questo 150 mm.

Lo svergolamento alare geometrico negativo sia di 5° e l'ala calettata, col profilo all'incastro con la fusoliera, a 3° . Il profilo all'estremità risulterà quindi a -2° rispetto alla fusoliera.

Disegnati i profili base relativamente alla loro corda di riferimento si tracci una retta t distante dal bordo d'attacco 150 mm. e formante

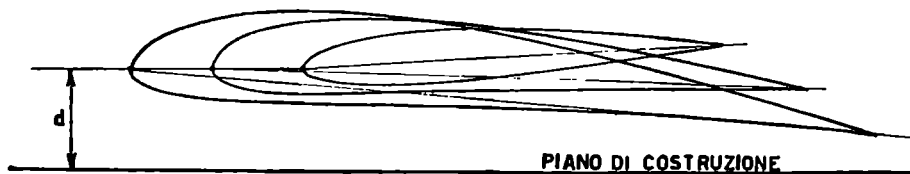


Fig. 176.

un angolo rispettivamente di $+3^\circ$ per quello all'incastro e di -2° per quello all'estremità (fig. 178).

Questa retta t è la traccia su di un piano verticale del piano di costruzione, e ad essa vanno riferite le quote del profilo.

Si conducono allora dai punti di divisione percentuale della corda le perpendicolari alla retta t . Su questa si leggono ora le quote y_a e y_e del profilo relative alla retta t , traccia del piano di costruzione.

I profili base rimangono così definiti con le loro quote e le loro

esatte incidenze. Per la variazione lineare fra loro si procede come abbiamo visto precedentemente e i profili intermedi risulteranno tutti riferiti al piano di costruzione con l'incidenza che a ognuno compete in base allo svergolamento alare.

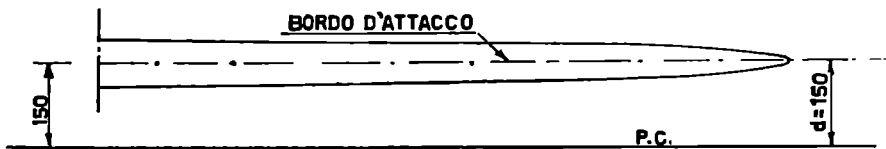


Fig. 177.

Profili virtuali e reali d'estremità.

Abbiamo finora considerato l'ala rettilinea fino all'estremità ma sappiamo che per ragioni aerodinamiche ed estetiche le estremità vengono arrotondate e si è già visto come tali curve si disegnano.

Si tratta di vedere ora come debbono essere modificati i profili in questa parte dell'ala in funzione della reale corda che vengono ad assumere (fig. 179).

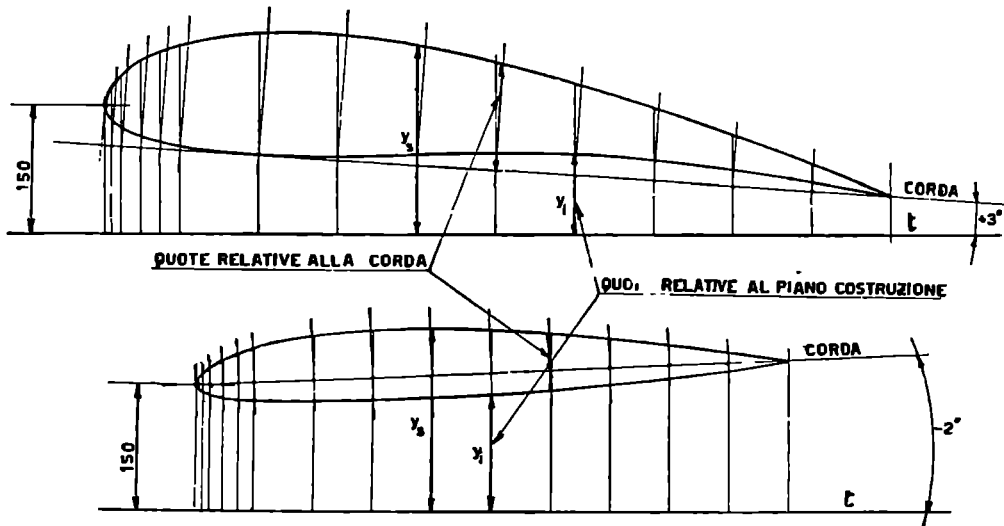


Fig. 178.

Le quote y_s e y_i di questi profili, già ottenuti riferiti al piano di costruzione, vanno moltiplicate per il rapporto fra la *corda reale* e la *corda virtuale* rapporto che sarà decrescente verso l'estremità, e sempre minore dell'unità.

Si ottengono in tal modo i profili con la corda, lo spessore ed il calettamento voluti, ma però avvicinati rispetto al piano di costruzione in modo che il bordo d'attacco dell'ala non risulta più rettilineo (fig. 180).

Occorre perciò operare una traslazione del profilo per riportarlo

alla giusta distanza dal piano di costruzione. Basta per questo sommare a tutte le quote *superiori ed inferiori* y_s e y_i la differenza h fra la distanza del bordo d'attacco del profilo virtuale e di quello reale. Nel caso, infine, che l'ala a profilo vario sia a contorni curvi (ala ellittica, ecc.) si usa

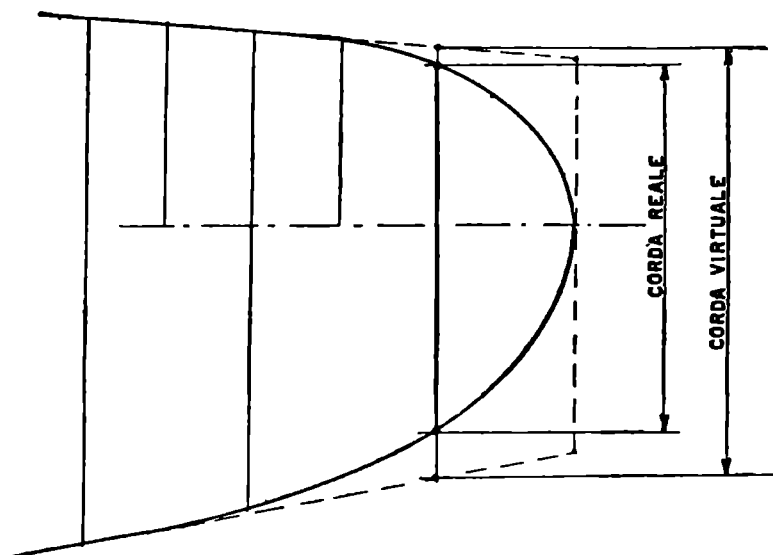


Fig. 179.

fare la variazione di profilo per un'ala virtuale rettangolare, passando poi alla vera lunghezza delle centine moltiplicando le quote per il rapporto fra la lunghezza reale del profilo e quella virtuale dell'ala rettangolare

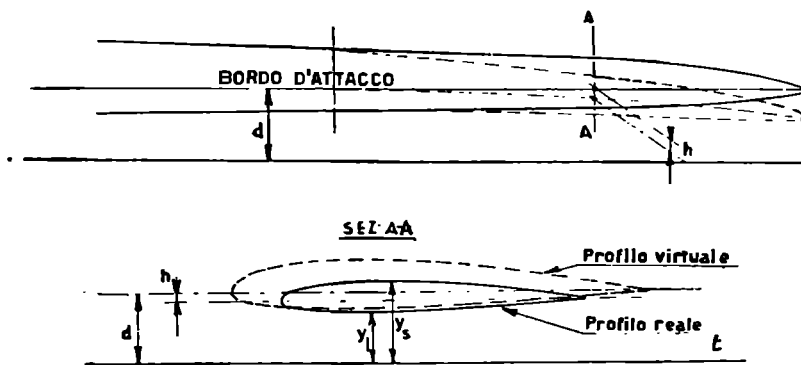


Fig. 180

(procedimento analogo a quanto ora visto relativamente ai profili del terminale curvo dell'ala).

Come abbiamo detto però queste ali a generatrici curve sono poco impiegate negli alianti per le loro maggiori difficoltà costruttive e per il loro effettivo poco vantaggio rispetto a quelle a generatrici rettilinee dato il sempre elevato allungamento usato negli alianti in genere.

50. - Il disegno della fusoliera.

Disegnata in prima approssimazione la fusoliera nelle viste di fianco e in pianta nell'impostazione del progetto, si tratta ora di disegnarla definitivamente e ricavarne la forma delle sezioni per la costruzione.

Fissata comunque la forma della sezione fondamentale, in considerazione dei dati d'ingombro, occorre ora procedere *all'avviamento della fusoliera*, cioè disegnarla in modo che risulti la migliore aerodinamicamente, compatibilmente con le esigenze costruttive.

Sarà bene pertanto fare alcune considerazioni sul lavoro di avviamento.

Se ad esempio consideriamo un solido di rivoluzione, cioè ottenuto dalla rotazione di una linea intorno ad un asse, le cui sezioni sono perciò

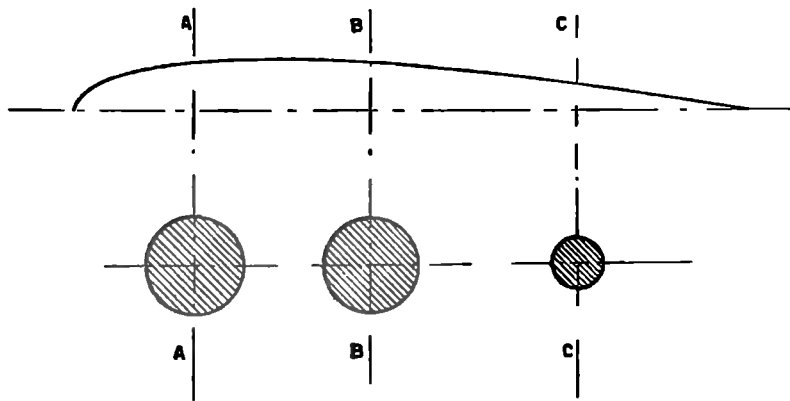


Fig. 181.

dei cerchi, è sufficiente che una sola generatrice sia avviata (ed in questo caso la generatrice è unica, è cioè la linea considerata) perchè il solido risulti avviato (fig. 181).

Analogamente un solido, le cui sezioni siano di forma qualsiasi, ma simili tra loro e allineate su un asse rettilineo corrispondente ad un punto fisso delle sezioni, sarà avviato se è avviata una qualsiasi generatrice.

Quindi una fusoliera a sezione ellittica in cui il rapporto fra gli assi delle ellissi delle varie sezioni sia costante, e queste ellissi siano allineate su un asse passante per un punto caratteristico di esse (ad esempio: uno dei fuochi od il centro) risulterà avviata allorchè sia avviato un parametro qualunque, come uno degli assi. Così pure in un fusoliera a sezione rettangolare con rapporto costante fra i due lati, in cui le sezioni siano allineate sullo incrocio delle diagonali.

Come abbiamo visto in questi casi l'avviamento della fusoliera è immediato.

In genere però le varie sezioni non sono simili, cioè i rapporti fra gli assi delle ellissi o fra i lati dei rettangoli non rimangono costanti.

Inoltre la linea a cui sono riferite le sezioni non è rettilinea, ma nella parte anteriore della fusoliera è sempre curva verso il basso. In questi casi non è più sufficiente che sia avviato un solo parametro, per esempio una generatrice, ma occorre verificare l'avviamento su diversi parametri e sulla somma e rapporti fra vari di essi.

Per questo lavoro di disegno praticamente si procede così: si disegnano dapprima le due *viste* della fusoliera — di fianco e in pianta — tenendo conto di tutti gli ingombri. Si fissa poi la forma fondamentale della sezione e la sua eventuale variazione lungo l'asse longitudinale. Occorre allora definire un corpo semplice — solido base — della forma de-

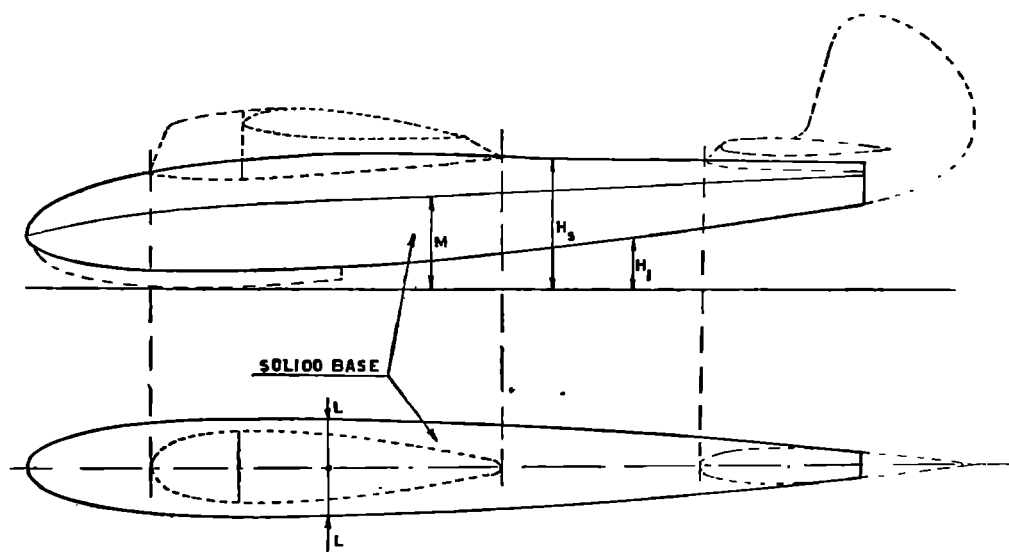


Fig. 182.

siderata in cui si possano facilmente individuare geometricamente le sezioni. A questo solido base si sovrappongono poi altri solidi di forma semplice, per capottature, posto di pilotaggio, raccordi ala, ecc. (fig. 182).

Abbozzata così la fusoliera, cioè definiti i vari parametri, larghezza L e le varie altezze relative ad una retta di riferimento — linea di terra — occorrerà procedere al loro avviamento.

Si verifica perciò il loro andamento mediante un artificio di disegno esagerando la *curvatura* delle linee stesse. In pratica si disegna la fusoliera con la scala delle lunghezze $1 : 10$ e quella delle dimensioni trasversali $1 : 5 \div 1 : 4$ (fig. 183).

In ogni modo il rapporto fra le due scale verrà suggerito caso per caso dalla particolarità del disegno. Generalmente la curva forzata così ottenuta metterà in evidenza con delle irregolarità, l'imprecisione dei valori riportati dai punti stessi. Si porteranno quindi quelle variazioni necessarie per ottenere un buon avviamento.

Si procede quindi di nuovo al disegno delle sezioni con i valori

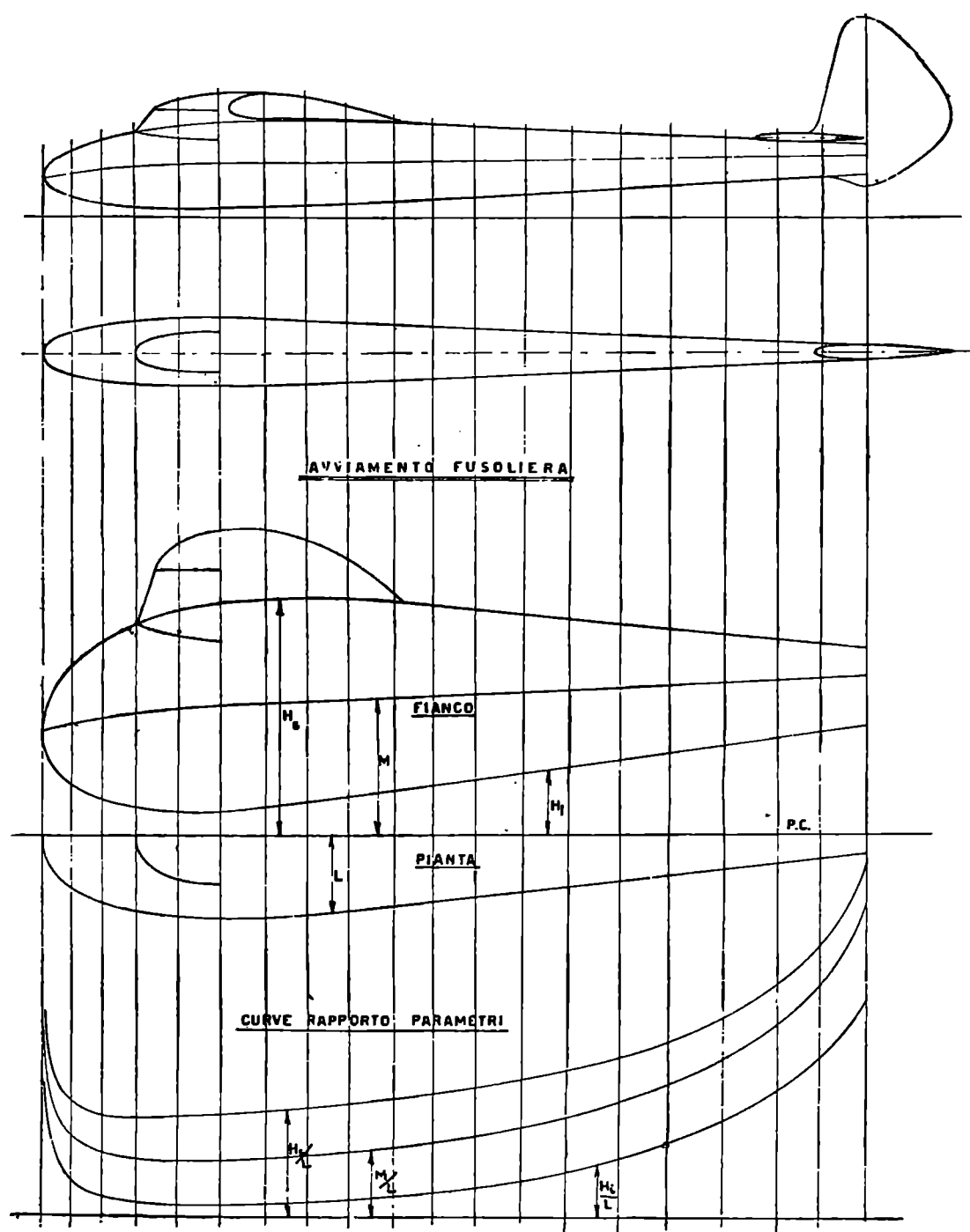


Fig. 183. - Schema avviamento fusoliera.

corretti per accertarsi che esse rispondano ai requisiti desiderati dal punto di vista ingombro e aerodinamico. Lo stesso disegno dell'avviamento dei vari parametri serve poi per ricavare le varie quote per il tracciamento delle sezioni costruttive della fusoliera stessa.

Avviamento di fusoliere con sezioni non definibili geometricamente. — Quando però le sezioni della fusoliera non sono individuabili geometricamente, lo studio dell'avviamento non è più possibile mancando i parametri necessari.

Si ricorre allora al procedimento delle *linee d'acqua*, dette così perchè molto usato nelle costruzioni navali.

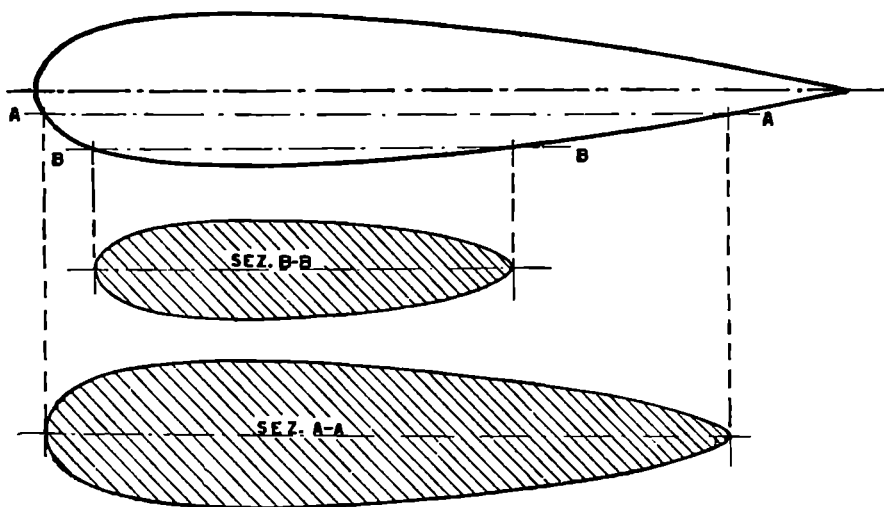


Fig. 184.

Questo procedimento consiste nel sezionare con piani paralleli il solido in esame e nel constatare se la linea d'intersezione risulta avviata (fig. 184).

Non occorre però che la sezione sia aerodinamica come avviene per esempio nella sezione A, perchè l'andamento dei filetti intorno al solido non è parallelo all'asse.

Disegno delle sezioni. — Abbiamo visto che per procedere all'avviamento della fusoliera nel modo più semplice occorre che la forma delle sezioni sia geometricamente individuabile.

Non staremo qui a descrivere tutti i vari tipi di sezione adottati nelle fusoliere, poichè di volta in volta il costruttore sceglierà quella che più risponde alle esigenze aerodinamiche, costruttive e d'ingombro.

Vogliamo però accennare ad un tipo di sezione che, sia per quanto riguarda il suo disegno, sia per quello che è l'avviamento dei suoi parametri, risulta particolarmente semplice e pratico.

Questo tipo di sezione è quello che si ottiene ad archi di parabola con la costruzione per tangenti, come si è già visto in precedenza per il disegno dei terminali d'ala.

Con la costruzione grafica detta, si possono avere le forme più svariate della sezione della fusoliera: da quella tondeggiante quasi

circolare, a quella a spigolo vivo inferiormente, o da entrambe le parti, come occorre per la parte posteriore della fusoliera (fig. 185).

Per l'avviamento della fusoliera con sezioni così fatte occorrerà avviare i vari parametri che definiscono la sezione, cioè la larghezza L , le varie altezze H relative al piano di costruzione, e i rapporti fra queste e la larghezza stessa.

Come si intuisce facilmente, non si può dare una regola fissa per questo lavoro di disegno, in quanto per ogni tipo di fusoliera si dovrà studiare appositamente l'avviamento dei parametri più conveniente e necessario.

Nel caso, ad esempio, di sezioni ad archi di cerchio si dovranno avviare i raggi dei cerchi, i loro centri ed i vari rapporti fra loro.

Sarà quindi il disegno stesso che suggerirà, volta per volta, quali debbono essere i parametri da verificare. Quello che abbiamo perciò succintamente detto non serve come regola, ma piuttosto come base per lo studio di quest'importante lavoro di disegno della fusoliera.

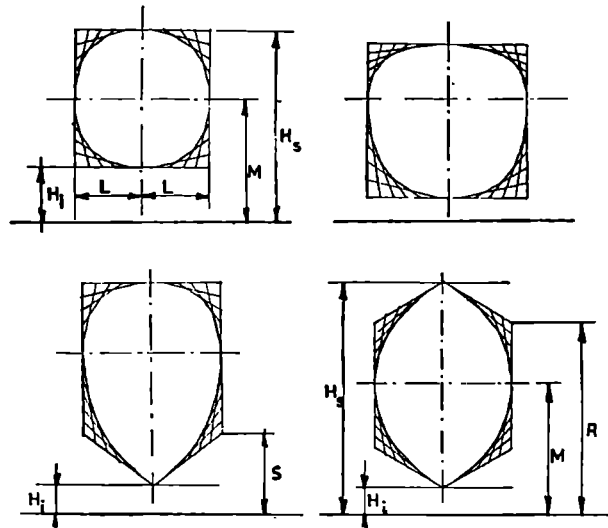


Fig. 185.

51. - Disegno degli impennaggi.

Per il disegno dei piani di coda vale quanto è stato detto per l'ala.

Anche per il tracciamento dei profili si procede come per un'ala a profilo costante. Negli impennaggi infatti il profilo è sempre biconvesso simmetrico, ed inoltre non si ha mai svergolamento.

In realtà, spesso conviene rastremare il profilo in spessore. Questa variazione si opera sempre sullo stesso profilo però. In generale si adotta uno spessore del 10%-12% all'incastro e si diminuisce linearmente fino ad un valore minimo del 6%-8% all'estremità.

La variazione deve essere appunto lineare in quanto la parte fissa, sia del piano orizzontale che di quello verticale, è sempre rivestita in compensato, ed è perciò necessario che la loro superficie risulti sviluppabile.

52. - Il disegno dei cinematismi di comando.

Abbiamo visto al capitolo precedente in modo succinto quello che riguarda l'impostazione del progetto dei comandi. Occorre ora fare alcune considerazioni di fondamentale importanza per essi dal punto di vista cinematico.

Facciamo qui alcuni esempi elementari che ci permetteranno di fare importanti constatazioni.

Supponiamo di avere due leve rettilinee l_1 e l_2 incernierate nel punto di mezzo, e collegate fra loro con cavi alle loro estremità in modo che gli angoli formati dalla direzione dei cavi con l'asse dei bracci delle

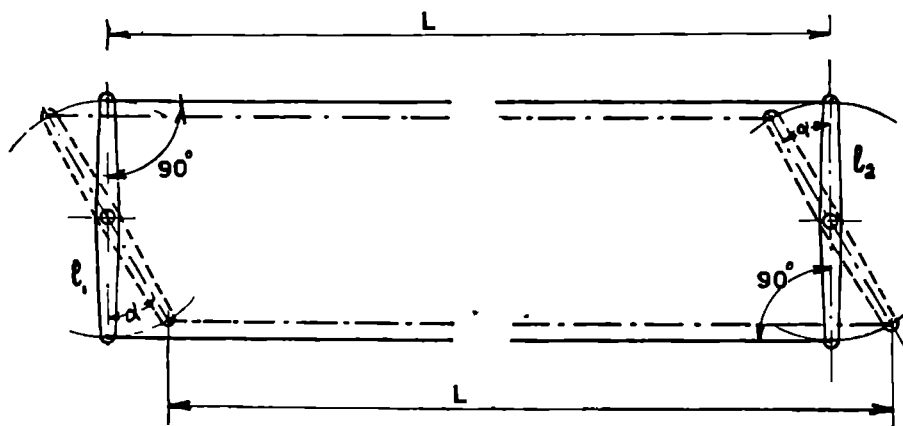


Fig. 186.

leve siano di 90° , cioè retti. Esse risulteranno perciò parallele, ed i due cavi inferiore e superiore saranno di uguale lunghezza L (fig. 186).

Eseguiamo ora una rotazione della leva l_1 nel senso indicato in figura di un angolo α .

Lo spostamento che hanno subito i cavi nella loro direzione è uguale per entrambi, essendo i due bracci delle leve uguali. Perciò l'altra leva l_2 ruoterà dello stesso angolo α di cui ha ruotato la prima, ed i cavi rimarranno con la stessa tensione iniziale non essendo variate la distanza L fra i bracci delle due leve.

Consideriamo ora che la leva l_1 non sia più rettilinea, ma piegata all'indietro come in fig. 187, per cui l'angolo formato dai bracci della leva con la direzione dei cavi sia minore di 90° , mentre l'altra sia rettilinea e con i bracci uguali alla prima.

Fatta avvenire una rotazione angolare nel senso orario della prima, si vede che gli spostamenti degli estremi della leva nella direzione dei cavi non sono più uguali fra loro, ma è maggiore quello superiore s_1 . Poichè la leva l_2 è comandata dal cavo 2 inferiore con lo spostamento s_2 , l'angolo di rotazione non sarà più uguale a quello di l_1 , ed inoltre

(e ciò è la conseguenza di maggior importanza) il cavo superiore 1 si allenta poichè la corsa s_1 del braccio superiore della leva l_1 è maggiore di quella del braccio superiore della leva l_2 , che è uguale a quella inferiore, essendo la leva rettilinea, e perciò uguale a s_2 .

Di conseguenza il cavo superiore 1 si allenta di una quantità pari alla differenza delle corse della leva l_1 , s_1 e s_2 , cioè:

$$\Delta L = s_1 - s_2$$

Per il fatto però di questo allentamento del cavo superiore la leva l_2 può ruotare, ferma restando la leva l_1 , ulteriormente fino ad aumentare

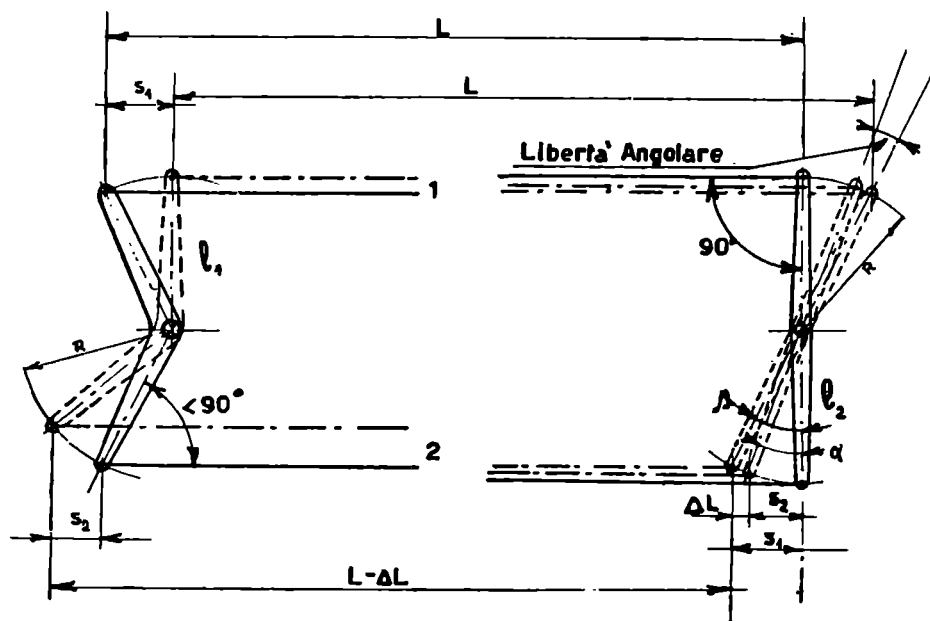


Fig. 187.

lo spostamento da s_1 ad s_2 . Si è teso allora il cavo superiore 1 mentre si è allentato quello inferiore 2 della stessa quantità

$$\Delta L = s_1 - s_2$$

Si conclude di conseguenza che ad ogni posizione della leva l_1 non corrisponde un'unica posizione della leva l_2 , ma questa può ruotare fra gli angoli α e β corrispondenti agli spostamenti s_2 e s_1 .

Analogamente se si tiene ferma la leva l_2 , sarà libera di ruotare fra i detti angoli la leva l_1 . Perciò se si comandasse con un simile cinematismo, ad esempio, un alettone, questo in una posizione che non fosse quella neutra, per cui i cavi sono in ugual tensione, sarebbe libero di ruotare di un certo angolo, pur tenendo bloccata la leva di comando. In queste condizioni, dunque, l'alettone si metterebbe a vibrare più o meno ampiamente a seconda della libertà angolare concessa dal cinematismo, con conseguenze facili ad immaginarsi.

Consideriamo infine un terzo caso in cui la leva l_1 sia piegata all'interno per cui l'angolo formato dal braccio della leva con la direzione del cavo sia maggiore di 90° (fig. 188).

Per una rotazione, rispetto alla posizione neutra, della leva l_1 la corsa s_1 è maggiore di s_2 ; ed essendo il cavo 1 quello che comanda la

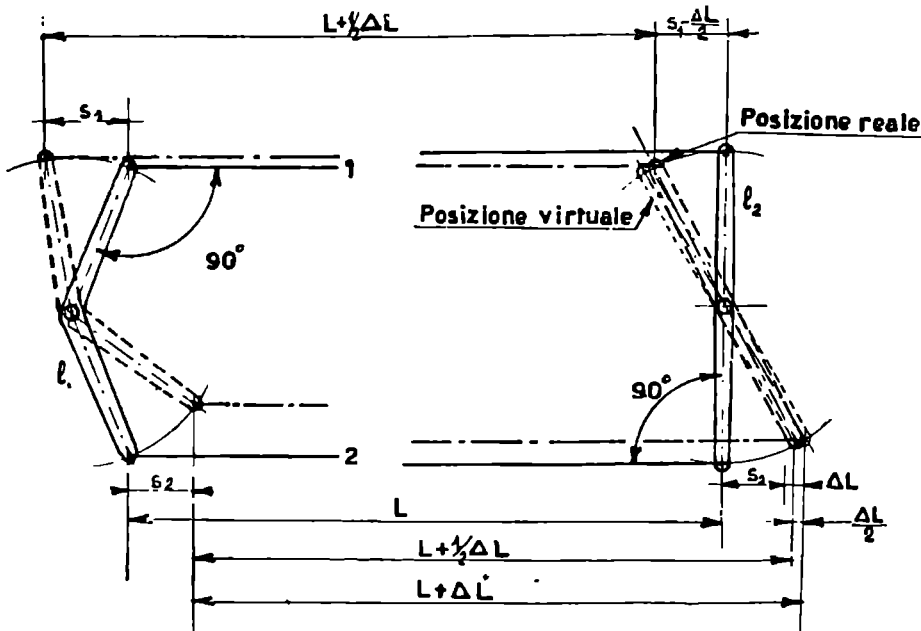


Fig. 188.

leva l_2 , questa ruoterà con uno spostamento, nella direzione del cavo, s_1 che è uguale per i due bracci superiore ed inferiore. Ne deriva di conseguenza che il cavo 2 inferiore si deve spostare su la destra di una lunghezza s_1 mentre la leva l_1 lo lascia spostare di s_2 che è minore di s_1 .

Perciò in questo caso il cavo inferiore 2 sarebbe allungato di una quantità

$$\Delta L = s_1 - s_2$$

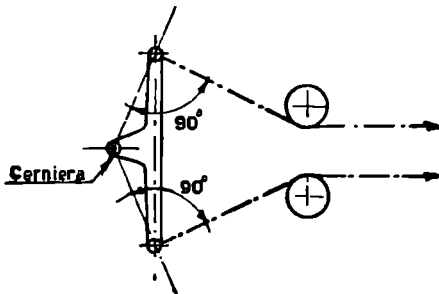


Fig. 189.

È ovvio però che questo allungamento sarà ripartito fra i due cavi inferiore e superiore. Si avrà perciò una sovratensione di essi con conseguente indurimento meccanico dei comandi per l'aumentato attrito sulle carrucole,

rinvii, ecc., ed inoltre si avrà una maggior sollecitazione su tutti gli elementi della trasmissione stessa.

Da questi semplici esempi visti possiamo trarre un'importante conclusione, e cioè che *in un cinematismo a cavi a circuito chiuso affinché*

non si abbiano a verificare allentamenti o sovratensioni di essi per un movimento, rispetto alla posizione neutra, è necessario che l'angolo formato dalla direzione di ogni cavo con il braccio della leva, a cui è collegato, nella posizione neutra sia di 90° .

Occorre far notare che spesso però, per ragioni costruttive, il centro di rotazione della leva non è sull'asse dei bracci di essa, ma fuori. Allora

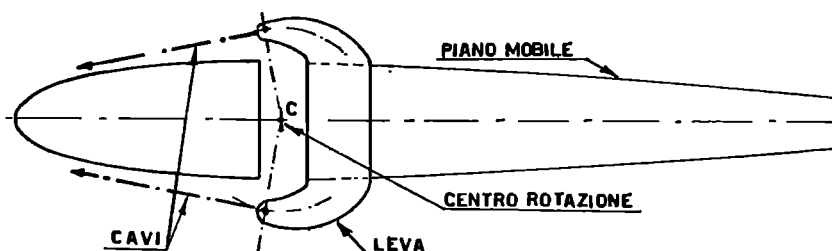


Fig. 190.

diremo meglio, in modo più generico, che detto *angolo retto* deve essere quello formato dalla direzione del cavo con il raggio partente dal centro di rotazione e passante per il punto d'applicazione del cavo alla leva (fig. 189).

È per questa ragione che le leve di comando delle superfici mobili hanno spesso quella strana forma di cui forse molti non si rendevano ragione e che ora, dopo questi esempi si saranno chiarita (fig. 190).

Comandi rigidi. — Abbiamo finora parlato di comandi con trasmissioni a cavi. Se invece la trasmissione fosse con aste rigide, poichè queste possono lavorare sia a trazione che a compressione, non occorre più che il circuito sia chiuso con leve a due bracci e due cavi, ma basta un solo braccio per trasmettere il movimento nei due sensi.

Con i comandi rigidi sono eliminati gli inconvenienti di allentamenti o indurimenti nella trasmissione, che si hanno nelle trasmissioni a cavi, per la non perpendicolarità dell'asse dell'asta con la leva come si è già detto.



Fig. 191.

Rimane però l'altro inconveniente della diversa rotazione angolare fra la leva movente e quella mossa, inconveniente che però non porta le gravi conseguenze del precedente. Per eliminarlo vale anche in questo caso la necessità dell'ortogonalità già menzionata.

Spesso però occorre proprio ottenere per una ugual rotazione angolare, simmetrica rispetto alla posizione neutra, della leva movente una diversa rotazione della leva mossa. Questo è il caso tipico del comando differenziale degli alettoni.

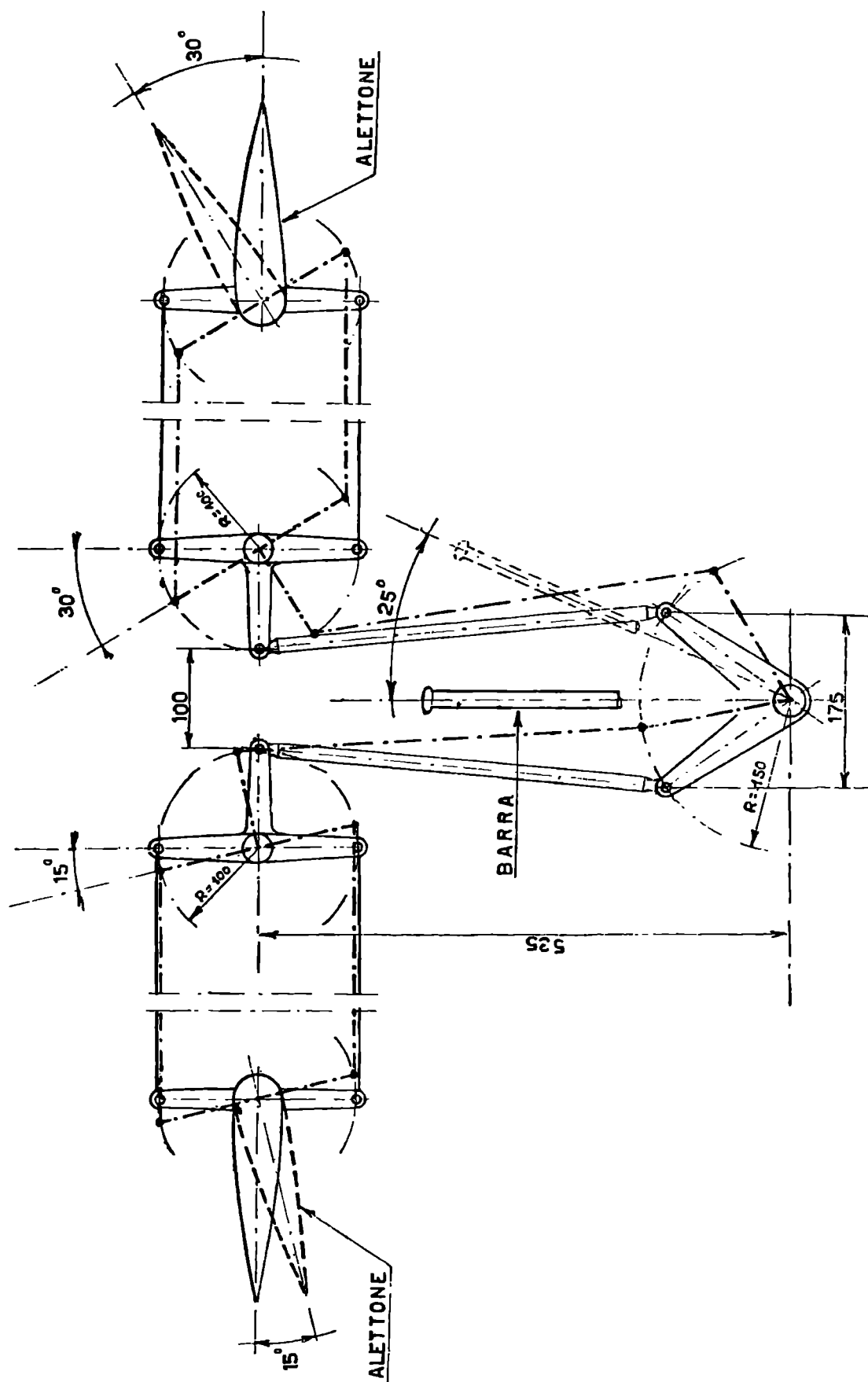


Fig. 192. - Schema comando differenziale alettoni con rapporto 1:2.

Come già sappiamo è necessario infatti, per ottenere una miglior maneggevolezza trasversale del velivolo, che la corsa angolare dell'alettone che si alza sia maggiore di quella dell'alettone che si abbassa. Ciò si raggiunge appunto con un cinematismo in cui gli angoli fra le leve e le aste non siano retti.

Uno schema, molto semplice e abbastanza diffuso, per il comando differenziale degli alettoni è quello riportato in fig. 192.

Sul tubo di torsione della barra di comando sono calettate due leve formanti un angolo di 30° e con un raggio $R = 150$ mm. L'angolo di barra trasversale è di 25° da entrambe le parti. L'escursione angolare degli alettoni risulta di 15° verso il basso e di 30° verso l'alto: il rapporto differenziale risulta perciò 1 : 2 valore normale per gli alianti veleggiatori.

Non possiamo qui dilungarci oltre su questi argomenti, che pur sono di fondamentale importanza per la buona riuscita di un veleggiatore. L'importante è l'aver dato un'idea che serva di orientamento per lo studio dei cinematismi di comando.

D'altra parte non si può fare molti esempi poichè ogni apparecchio richiede sempre uno studio particolare delle varie trasmissioni, poichè queste sono legate alle esigenze costruttive, di architettura, d'impiego del velivolo. È questo forse il campo in cui il costruttore può, diciamo così, sbizzarrirsi a piacere, e dove si sono viste le soluzioni più ingegnose, ma spesso anche più complicate del necessario.

CAPITOLO NONO

DIMENSIONAMENTO DELLE STRUTTURE RESISTENTI

53. - Sollecitazioni di volo.

Il dimensionamento delle strutture resistenti di un aeroplano si può dire che proceda per tre fasi distinte:

1^o) Analisi di tutte le possibili condizioni di volo in cui può venirsi a trovare il velivolo, e sollecitazioni da essi dipendenti.

2^o) Determinazione degli sforzi, sui vari elementi della struttura, in funzione dalla varia conformazione di essa.

3^o) Verifica della robustezza dei vari elementi strutturali stessi (*verifica della stabilità*).

La prima di queste fasi ora viste è senz'altro la più difficoltosa da analizzare data la grande varietà dei possibili assetti in cui può trovarsi un velivolo in volo, in considerazione anche delle condizioni atmosferiche.

Le sollecitazioni che possono derivare nei vari assetti sono perciò molto difficili da stabilire.

Oggi però si può con buona approssimazione stabilire i carichi gravanti sui vari elementi di un velivolo, nei vari assetti di volo, in base alle numerose esperienze eseguite in quasi tutte le parti del mondo a questo proposito.

I risultati di queste esperienze sono comuni, per la maggior parte, a tutti i velivoli con opportuni adattamenti al tipo di apparecchio. In tutti gli Stati sono state così compilate delle norme che stabiliscono i carichi gravanti sugli elementi di ogni velivolo necessari per il dimensionamento strutturale.

Queste norme sono state fissate sia per dare un aiuto al progettista nel suo lavoro, e sia anche per disciplinare e regolare le costruzioni aeronautiche in modo da non lasciare all'arbitrio del costruttore la robustezza e la sicurezza del velivolo.

In tutti i regolamenti dei vari Stati vengono considerate le varie possibili condizioni di volo e di esse prese in esame e fissate alcune che

in base al calcolo e all'esperienza sono risultate le più pericolose. Le norme di questi regolamenti erano nei primi tempi molto schematiche ed empiriche e vi erano notevoli divergenze fra Paese e Paese.

Oggi però si vanno sempre più perfezionando, ed anche complicando, poichè si comincia a prendere in esame il velivolo non solo dal punto di vista peso e dimensioni geometriche, ma anche dal punto di vista aerodinamico. Si è giunti così anche ad una certa unificazione fra i vari Paesi, almeno per quanto riguarda i velivoli civili.

Dalle prove eseguite su vari velivoli ed in varie condizioni atmosferiche si è arrivati a queste conclusioni:

- a) le massime accelerazioni si hanno nella ripresa brusca;
- b) le accelerazioni in aria agitata (raffiche) non superano generalmente il valore di 2,5 g (g = accelerazione di gravità);
- c) l'accelerazione massima sopportata dall'uomo è di circa $7 \div 8$ g se istantanea, di $3,5 \div 4$ se continua.

Negli alianti si è riscontrato che durante la richiamata il valore massimo dell'accelerazione non supera 3,5 g.

Da questi risultati, è stato stabilito dalle norme il *coefficiente di contingenza* n per le varie categorie di velivoli, *valore che è uguale al rapporto fra il carico massimo che può gravare in un dato assetto — carico di contingenza — ed il peso totale del velivolo*. In particolare nel volo uniforme orizzontale, essendo il carico gravante, portanza, uguale al peso, il coefficiente di contingenza è uguale a uno.

In Italia abbiamo due enti che regolano la produzione aeronautica: il Registro Aeronautico Italiano — R.A.I. — per gli aeromobili civili ed il Ministero attraverso la Direzione delle Costruzioni per i velivoli militari. Le norme del Ministero sono più complete di quelle del R.A.I., ma di conseguenza anche più complesse.

Noi però seguiremo solo quelle del R.A.I., dato che le nostre note non riguardano velivoli bellici.

In queste norme sono fissati per gli alianti i coefficienti di contingenza n per le tre categorie in cui sono distinti, e precisamente:

Libratori: $n = 3,5$.

Veleggiatori (cat. normale) $n = 3,5$.

Veleggiatori (cat. acrobatica) $n = 4,5$.

Il R.A.I. stabilisce perciò i carichi gravanti a contingenza sui vari elementi del velivolo.

Per essere sicuri che il materiale impiegato nelle strutture non venga sollecitato dal carico di contingenza al disopra del limite di elasticità, le strutture non vengono dimensionate per questo carico ma per un carico maggiore.

Nelle costruzioni meccaniche o civili in genere, noti i carichi che possono gravare sugli elementi della costruzione, questi vengono dimen-

sionati per un carico $3 \div 5$ volte superiore, il che equivale a dire, con un *coefficiente di sicurezza* $3 \div 5$.

Tale valore, come si vede abbastanza elevato, si tiene per mettersi al sicuro anche da ogni possibile pericolo derivante sia da deperimento del materiale col tempo, sia da qualche eventuale errore incorso nella determinazione dei carichi gravanti (dipendenti dalla mancanza di dati precisi su cui basarsi) come pure per qualche causa accidentale non prevista.

Il fatto di adottare un coefficiente di sicurezza così elevato porta ovviamente ad un maggior peso della struttura.

Ma ciò non ha eccessiva importanza, in genere, se non dal punto di vista costo per la maggior quantità di materiale impiegato.

Nelle costruzioni aeronautiche, invece, il peso ha un'importanza fondamentale, specialmente nel caso poi di alianti, e quindi non si può abbondare in fatto di materiale e cioè di robustezza.

Perciò il *coefficiente di sicurezza* nelle costruzioni aeronautiche è relativamente basso, e quello imposto dalle norme R.A.I. è $j = 2$ per tutte le categorie di velivoli, salvo casi particolari.

Le strutture vengono calcolate quindi per un *carico di robustezza* che è doppio di quello di contingenza.

Spesso si parla di *carico di rottura* invece che di robustezza.

Carico di rottura è quello sotto il quale avviene la rottura; di robustezza è invece quello limite, raggiunto il quale si ammette che possa verificarsi la rottura, non prima però di un minuto primo (R.A.I.).

54. - Prove statiche.

Da quanto abbiamo ora visto circa il coefficiente di sicurezza piuttosto basso per le costruzioni aeronautiche, si deduce che il calcolo delle strutture di un velivolo deve essere condotto con maggior rigore che non nelle consuete costruzioni civili e meccaniche.

Per maggior sicurezza dei risultati si rendono necessarie le prove statiche come verifica della robustezza.

Le norme del R.A.I., come pure quelle del Ministero, impongono perciò che ogni velivolo prototipo debba essere sottoposto alle *prove di collaudo statico*, dette comunemente *Prove statiche*, superate le quali è ammesso alle prove di collaudo in volo e quindi alla navigazione aerea.

Dette prove statiche consistono in verifiche di robustezza cui vengono sottoposti gli elementi strutturali delle parti più importanti del velivolo: ali, fusoliera, impennaggi, carrello, comandi, ecc.

Questi elementi sottoposti alle prove vengono vincolati con i loro stessi attacchi, in modo da riprodurre le stesse condizioni di vincolo che si hanno nell'apparecchio in volo, a robuste attrezzature tali che i loro cedimenti siano trascurabili ed in ogni caso misurabili. Apposite

apparecchiature permettono di controllare durante le prove le forze applicate ed i cedimenti dell'elemento caricato.

Il collaudo statico consta di *prove elastiche* e *prove di robustezza*. Le prove elastiche sono eseguite con carico a coefficiente elastico pari a $1,25 n$, tale cioè da non generare deformazioni permanenti nella struttura, la quale deve rimanere sotto tale carico per almeno $1'$. Le defor-



Fig. 193. — L'ala del « S. Ambrogio » caricata con sacchetti di sabbia durante le prove statiche. (Foto G. L. Della Torre).

mazioni residue dopo un'ora dallo scarico, secondo le norme R.A.I.; non devono superare il 5% di quelle constatate sotto carico.

Le prove di robustezza vengono eseguite poi, dopo il superamento di quelle elastiche, a coefficiente $2 n$. La rottura non deve avvenire prima di $1'$ sotto tale carico. Si procede poi in genere a caricare la struttura fino a provocarne la rottura. Il costruttore potrà così avere dei dati per studiare le eventuali divergenze fra il calcolo ed il risultato sperimentale.

Per gli alianti però, dato che la costruzione è sempre limitata a pochi esemplari, quando non al solo prototipo, non si eseguono mai le prove di rottura e neppure quelle di robustezza in quanto una strut-

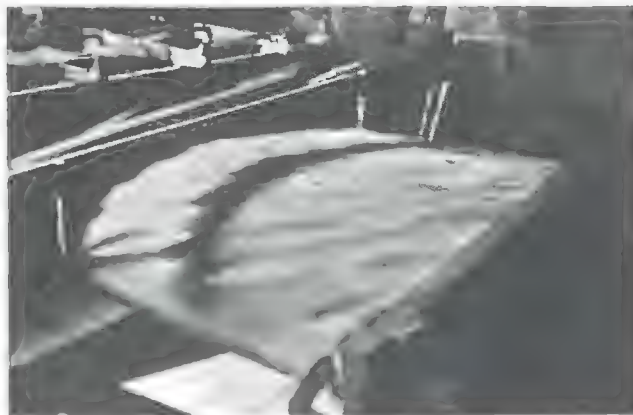


Fig. 194. — Spezzone d'ala sottoposto a prova di torsione. (Foto E. Preti).

tura caricata fino a robustezza, anche se non vi è minima traccia di rottura, non è più utilizzabile per il volo in quanto il materiale è sfibrato avendo oltrepassato il limite di elasticità.

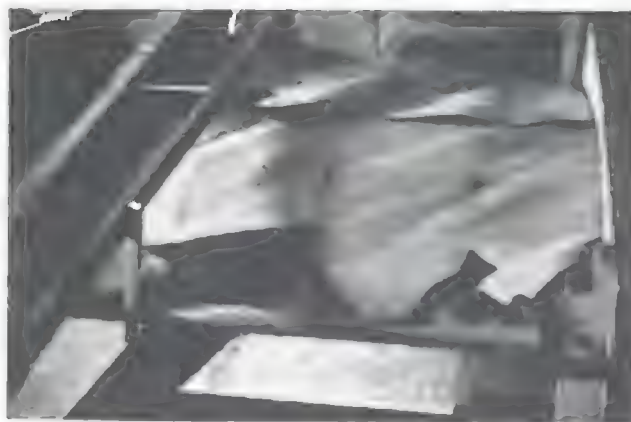


Fig. 195. — Lo stesso spezzone dopo la rottura per torsione. (Foto E. Preti).

Il collaudo statico viene effettuato perciò solo con prove elastiche per le strutture principali. Si possono eseguire prove di robustezza su particolari che non incidano troppo sul costo di produzione del velivolo.

55. - Ipotesi di volo.

Vediamo allora seguendo le norme del R.A.I. di determinare i carichi sollecitanti un velivolo nelle varie condizioni di volo.

Per gli alianti vengono considerate quattro ipotesi fondamentali per l'ala:

- 1°) assetto di portanza massima;
- 2°) assetto di velocità massima;
- 3°) assetto di portanza nulla;
- 4°) atterraggio brusco.

1°) L'assetto di portanza massima corrisponde ad una richiamata brusca o ad una raffica verticale ascendente per un assetto di volo alla portanza massima.

Il coefficiente di contingenza fissato è: $n = 3,5$ per libratori e veleggiatori categoria normale, $n = 4,5$ per veleggiatori acrobatici. In generale in questa ipotesi si ha la massima sollecitazione a flessione nell'ala.

Le forze che agiscono in questo caso sono: azioni aerodinamiche (portanza, resistenza, momento) peso proprio, reazione centrifuga di massa e reazione dei vincoli che trasmettano all'ala l'equivalente sistema di forze agenti sul resto del velivolo.

Il carico gravante sull'ala risulta a robustezza:

$$P = 2 \cdot n (Q - Q_a) \quad (26)$$

dove

$2n$ = coefficiente di robustezza;

Q = peso totale velivolo;

Q_a = peso ala.

Come si vede nella formula, il carico gravante sull'ala è diminuito del peso dell'ala stessa che, supposto distribuito con la stessa legge del carico aerodinamico, è in senso opposto alle forze aerodinamiche, quindi l'ala porta se stessa senza generare sforzi di flessione per il suo peso. Il carico P viene ripartito lungo l'apertura alare proporzionalmente alla corda. La distribuzione del carico sulla corda si ammette sia triangolare con risultante ad $1/3$ dal bordo d'attacco (fig. 196).

Viene considerata come superficie portante solo quella dell'ala, compresa la zona di attraversamento nella fusoliera.

2°) L'assetto di massima velocità per gli alianti è quello per cui si ha:

$$C_p = 0,25 C_{p \max}$$

alla stessa quota.

In questa ipotesi il centro di pressione è sempre molto arretrato e quindi si ha un forte carico sul longherone posteriore, sui suoi attacchi e sulla struttura posteriore dell'ala. Il coefficiente di contingenza è posto

uguale a 0,75 di quello stabilito per l'ipotesi precedente di portanza massima.

Il carico sull'ala risulta perciò a robustezza:

$$P = 2.0,75 \, n \, (Q - Q_a)$$

che viene ripartito sulle centine con distribuzione come da schema la cui risultante è al 50% della corda (Fig. 197).

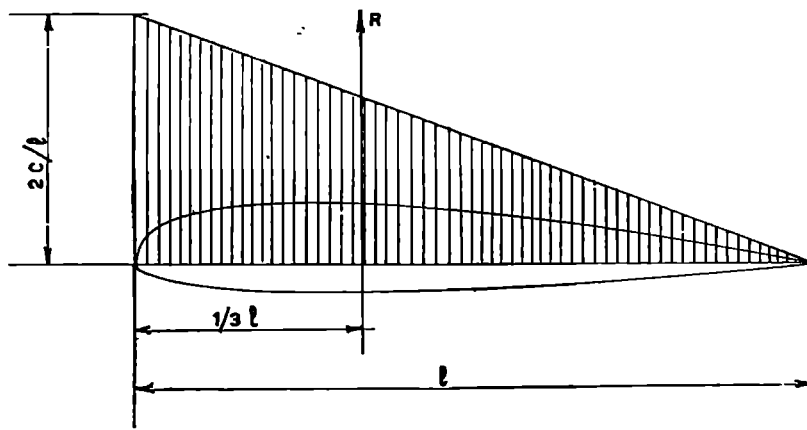


Fig. 196.

3°) L'assetto di portanza nulla corrisponde alla picchiata in candela alla velocità limite per i velivoli acrobatici ed a velocità ridotta per i velivoli di altre categorie. Ad esso corrisponde la massima torsione

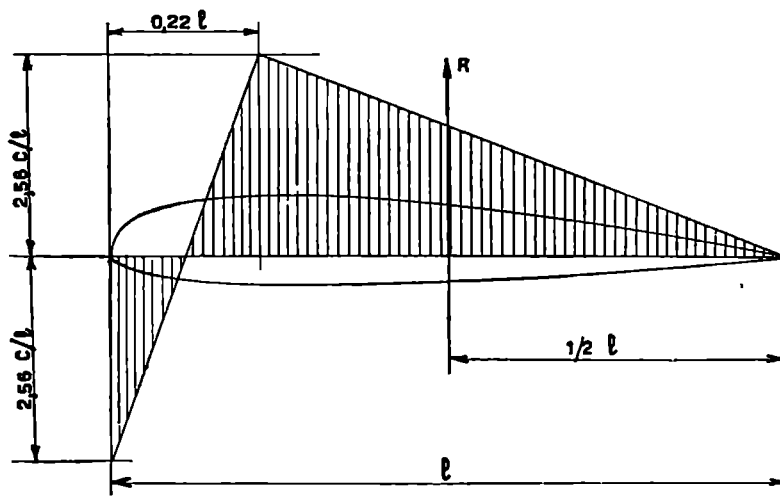


Fig. 197.

dell'ala e perciò riguarda la verifica della sua resistenza a tale sollecitazione e dei suoi attacchi con la fusoliera. Il valore minimo della torsione sulla cellula a contingenza è dato da:

$$M_t = 0,20 \, n \cdot Q \cdot l \quad (27)$$

dove:

- n = coefficiente contingenza;
 Q = peso totale;
 l = corda media geometrica ala.

Il regolamento prescrive inoltre che l'angolo di torsione a carico a limite elastico — $1,25 n$ — all'estremità dell'ala non debba superare 4° . Negli alianti, specialmente per le ali molto allungate, quest'ultima condizione è spesso più gravosa che non quella della robustezza stessa a torsione, e generalmente la struttura resistente a torsione deve essere dimensionata per tenere nei limiti di 4° la deformazione elastica.

4°) L'*ipotesi di atterraggio brusco* riguarda le forze d'inerzia, dall'alto verso il basso, che nascono nell'ala e nei suoi attacchi durante il contatto col suolo.

Le forze corrispondenti si suppongono applicate con una inclinazione di 15° in avanti rispetto alla perpendicolare al piano alare.

Il carico di contingenza per gli alianti si determina moltiplicando il peso dei vari elementi costituenti le ali e degli organi accessori applicati alle ali, per un fattore di contingenza $n = 4$ qualunque sia la categoria dell'aliante.

In questa condizione, come pure in quella di portanza massima, l'ala è assoggettata anche a sforzi nel suo piano verso l'avanti nella prima, verso l'indietro nella seconda.

In mancanza di dati aerodinamici il regolamento impone per gli alianti un carico massimo nel piano alare verso l'avanti pari a:

$$\frac{1}{8} n \cdot Q$$

a contingenza, in cui n e Q sono già noti.

Abbiamo così visto brevemente seguendo le norme del R.A.I., le varie ipotesi e i carichi relativi all'ala. Vedremo poi le condizioni di carico per la fusoliera, per gli impennaggi e per tutti gli altri vari elementi.

56. - *Determinazione delle sollecitazioni strutturali dell'ala.*

Consideriamo ancora l'ala ed analizziamo quella che abbiamo chiamata la seconda fase del lavoro relativo al dimensionamento delle strutture resistenti, e cioè quella relativa alla determinazione delle sollecitazioni della struttura in considerazione dell'architettura di essa.

In questa fase del lavoro di progetto entriamo in un campo dell'ingegneria che riguarda direttamente la scienza delle costruzioni.

Poichè, come è evidente, non possiamo qui trattare ampiamente tale argomento, nè d'altra parte possiamo presupporre che il lettore

non abbia alcuna conoscenza di tale disciplina, cercheremo di seguire un metodo di calcolo semplice e pratico dando di volta in volta quelle nozioni indispensabili per l'esecuzione del calcolo stesso.

1). Ipotesi di portanza massima. Distribuzione del carico.

Il carico di robustezza su ogni semiala:

$$n (Q - Q_a)$$

viene distribuito su di essa secondo superficie, cioè proporzionalmente alla corda alare. In pratica non si considera l'arrotondamento di estremità e la superficie risulta perciò leggermente superiore al reale. È lecito far ciò poichè ci mettiamo in condizioni più sfavorevoli del reale in

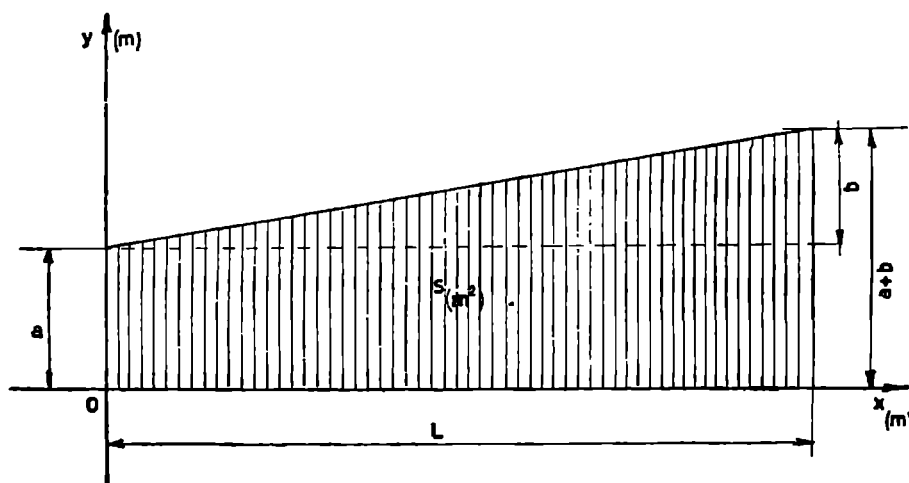


Fig. 198.

quanto il centro di figura dell'ala rimane spostato verso l'esterno rispetto alla mezzeria.

Il diagramma che rappresenta la superficie dell'ala rappresenta anche il carico gravante su di essa.

Poichè gli sforzi crescono dall'estremità al centro, le distanze si contano a partire dall'estremità in cui si pone l'origine degli assi x e y (fig. 198).

Se a è la corda minima, $(a + b)$ quella massima all'incastro, ed L la semiapertura, l'intensità di carico in corrispondenza di dette corde sarà:

$$\text{sulla corda minima: } C_1 = a \cdot \frac{P}{S} \quad (\text{kg/m.})$$

$$\text{sulla corda massima: } C_2 = (a + b) \frac{P}{S} \quad (\text{kg/m.})$$

in cui P è il carico a robustezza per semiala, ed S è la superficie della semiala (fig. 199).

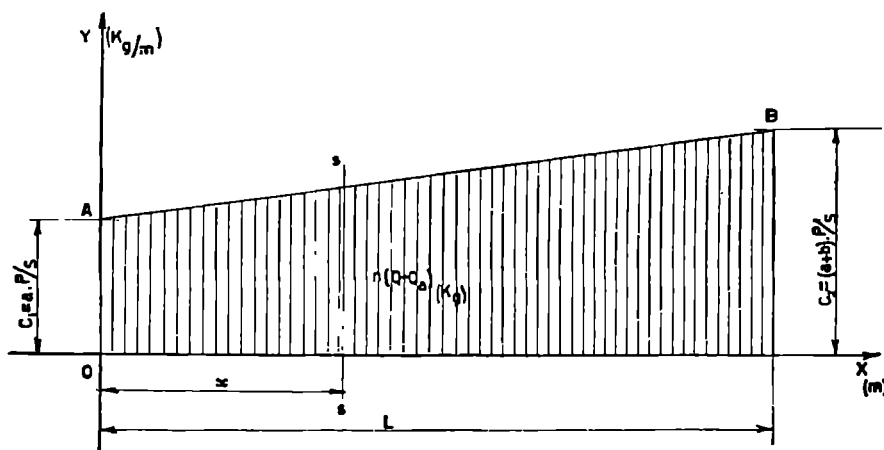


Fig. 199.

Esempio. — Poniamo che l'ala di un veleggiatore abbia: corda minima: $a = 0,50$ m.; semiapertura: $L = 8$ m.; corda massima: $(a + b) = 1,50$; peso totale: $Q = 300$ kg.; peso ala: $Q_a = 100$ kg.; $n = 3,5$; superficie semiala: $S = 8$ m².

Il carico a robustezza per semiala risulta:

$$n(Q - Q_a) = 3,5(300 - 100) = 700 \text{ kg.}$$

L'intensità di carico in corrispondenza delle corde minima e massima risulta:

$$C_1 = a \cdot P/S = 0,50 \cdot 700/8 = 43,75 \text{ kg/m.}$$

$$C_2 = (a + b) P/S = 1,50 \cdot 700/8 = 131,25 \text{ kg/m.}$$

Nello schema dell'ala le corde, in un'opportuna scala, rappresentano le ordinate y del diagramma di carico.

Ala a sbalzo. Taglio. Momento flettente. — Consideriamo dapprima un'ala a sbalzo, cioè senza controventature esterne. In una generica sezione s dell'ala lo sforzo di taglio non è altro che la somma di tutto il carico sulla zona esterna alla sezione considerata, mentre il momento flettente è dato dal prodotto di questo carico esterno alla sezione, e cioè del taglio nella sezione, moltiplicato per la distanza d del baricentro del carico dalla sezione stessa (fig. 200).

Per determinare ora questi sforzi di taglio e di momento flettente nelle varie sezioni dell'ala si può procedere con due metodi: analitico e grafico.

e supponiamo di volere ricavare i valori di T e M_x ad una distanza dall'estremità $x = 4$ m.

Avremo:

$$T = \left(\frac{C_2 - C_1}{L} \right) \frac{x^2}{2} + C_1 x = \left(\frac{131 - 44}{8} \right) \frac{16}{2} + 44 \cdot 4 =$$

$$= \frac{87}{8} \cdot 8 + 176 = 263 \text{ kg.}$$

$$M_x = \left(\frac{C_2 - C_1}{L} \right) \cdot \frac{x^3}{6} + C_1 \cdot \frac{x^2}{2} = \left(\frac{131 - 44}{8} \right) \cdot \frac{64}{6} + 44 \cdot \frac{16}{2} =$$

$$= \frac{87}{8} \cdot 10,7 + 352 = 468 \text{ kgm.}$$

Ripetendo il calcolo per gli altri valori di x si ottengono così gli sforzi di taglio e momento nelle varie sezioni dell'ala.

In pratica T e M_x si determinano in corrispondenza di sezioni costruttive particolari ed in genere in corrispondenza delle centine. Quanto abbiamo visto vale per un'ala a sbalzo rastremata linearmente.

Ala rettangolare. — Nel caso di ala rettangolare a sbalzo avremo che il diagramma del carico è una retta parallela all'asse x (fig. 201). e perciò $C_1 = C_2 = C$.

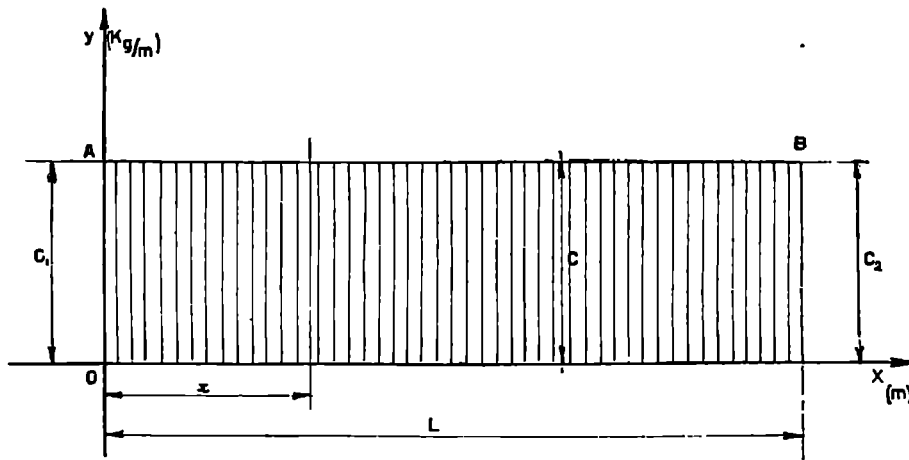


Fig. 201.

L'equazione del carico è quindi: $y = C$, cioè l'intensità di carico è costante.

L'equazione del taglio di conseguenza risulta, essendo $C_2 - C_1 = 0$:

$$T_x = C \cdot x \quad (31)$$

e quella del momento flettente:

$$M_f = C \cdot \frac{x^2}{2} \quad (32)$$

Come si vede nell'ala rettangolare la determinazione di T ed M_f risulta particolarmente semplice.

Ala a sbalzo rettangolare-rastremata. — Consideriamo infine un'ala a sbalzo con un tratto centrale rettangolare e rastremata poi linearmente verso l'estremità, di cui riportiamo il diagramma del carico (fig. 202).

L'equazione del taglio per il tratto rastremato dall'estremità fino

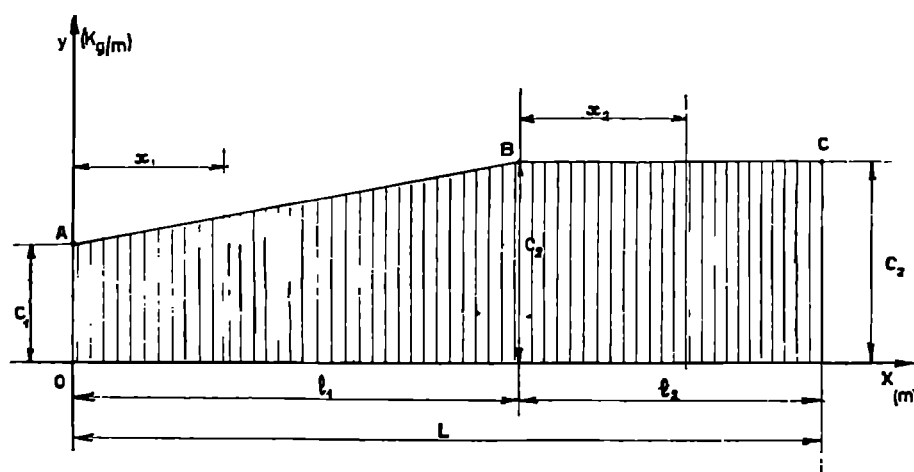


Fig. 202.

alla sezione B , come abbiamo già visto (29) è

$$T_{x_1} = \left(\frac{C_2 - C_1}{l_1} \right) \frac{x_1^2}{2} + C_1 x_1$$

in cui x_1 può variare da zero a l_1 :

$$0 < x_1 < l_1$$

Nel tratto rettangolare da B fino a C il taglio è dato dalla somma di quello massimo in B che vale:

$$T_B = \left(\frac{C_2 - C_1}{l_1} \right) \cdot \frac{l_1^2}{2} + C_1 l_1$$

cioè:

$$T_B = (C_2 - C_1) l_1 / 2 + C_1 l_1$$

con quello risultante per il tratto rettangolare a partire da B che a sua volta risulta (31):

$$T_{x_2} = C_2 \cdot x_2$$

in cui x_2 si prende a partire da B e può variare da zero a l_2 :

$$0 \leq x_2 \leq l_2$$

Quindi in una sezione generica compresa fra B e C il taglio vale:

$$T_{x_2} = T_B + C_2 \cdot x_2$$

Rappresentando il diagramma del taglio per un'ala di questo tipo avremo (fig. 203) che l'andamento è parabolico dall'estremità 0 fino alla sezione B e rettilineo da B fino alla mezzeria.

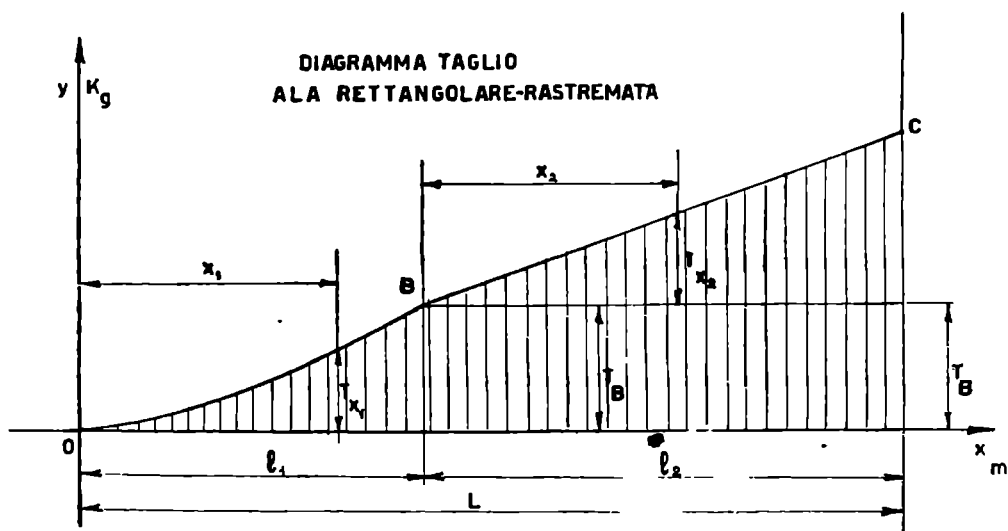


Fig. 203.

Anche per il momento flettente si considerano due zone.

Per quella rastremata fino alla sezione B esso vale come già sappiamo (30)

$$M_{fx1} = \left(\frac{C_2 - C_1}{l_1} \right) \cdot \frac{x_1^3}{6} + C_1 \cdot \frac{x_1^2}{2}$$

Per la zona rettangolare da B a C il momento è uguale al prodotto del carico sulla zona rastremata per la distanza d del baricentro G dalla sezione generica s considerata (fig. 204) più il momento della zona rettangolare con origine in B che è:

$$M_{fx2} = C_2 \cdot \frac{x_2^2}{2}$$

La distanza del baricentro G dalla sezione B si può trovare sia con una semplice costruzione grafica, oppure come rapporto fra il momento flettente e il taglio in B .

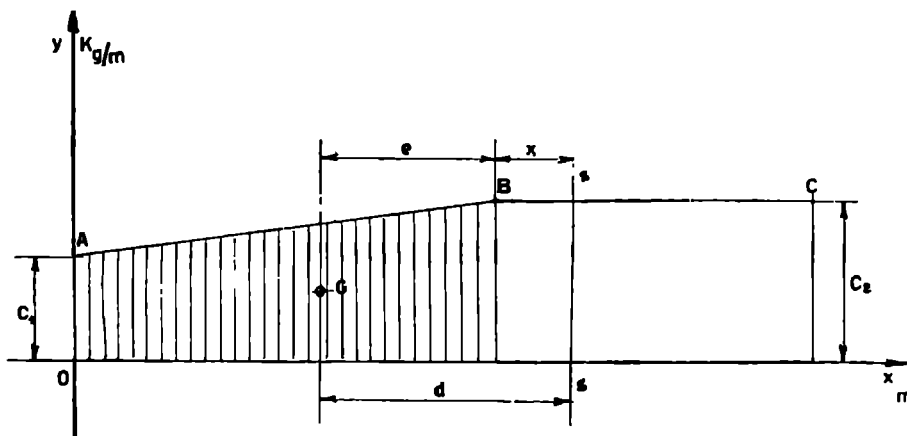


Fig. 204.

Chiamata e questa distanza si ha:

$$e = \frac{M_{fB}}{T_B}$$

L'equazione del momento flettente nel tratto rettangolare risulta perciò in definitiva:

$$M_{fx} = T_B (e + x_2) + C_2 \cdot \frac{x_2^2}{2}$$

in cui T_B è il taglio in B ed $(e + x_2)$ è la distanza d del baricentro del carico sulla zona rastremata dalla sezione presa in considerazione.

Anche qui il diagramma del momento totale si può considerare come somma di uno dato dal carico sulla zona rastremata, (R) e uno dato da quello sulla zona rettangolare (S) (fig. 205).

L'andamento risulta parabolico (parabola cubica) da 0 a B ; rettilineo da B a D e ancora parabolico da B a C .

Esempio. — Facciamo un esempio per un'ala di questo tipo, cioè parte rettangolare e parte rastremata linearmente.

Sia:

$$C_1 = 40 \text{ kg/m.}$$

$$C_2 = 130 \text{ kg/m.}$$

$$l_1 = 4 \text{ m.}$$

$$l_2 = 5 \text{ m.}$$

Si voglia determinare T e M_f in una sezione s a 7 m. dall'estremità. Avremo perciò $x_2 = 3 \text{ m.}$ (fig. 206).

Per il taglio nella sezione B — valore massimo per il tratto rastremato — avremo:

$$T_B = \left(\frac{C_2 - C_1}{l_1} \right) \cdot \frac{l_1^2}{2} + C_1 l_1 = \frac{130 - 40}{4} \cdot \frac{4^2}{2} + 40 \cdot 4 = 340 \text{ kg}$$

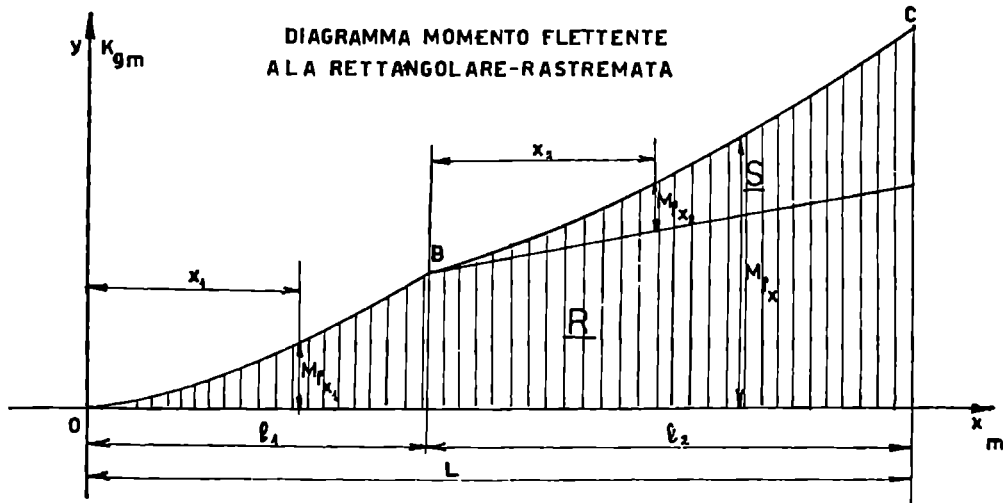


Fig. 205.

Il taglio nella sezione s considerata risulta perciò:

$$T_s = T_B + C_2 x_2 = 340 + 130 \cdot 3 = 730 \text{ kg.}$$

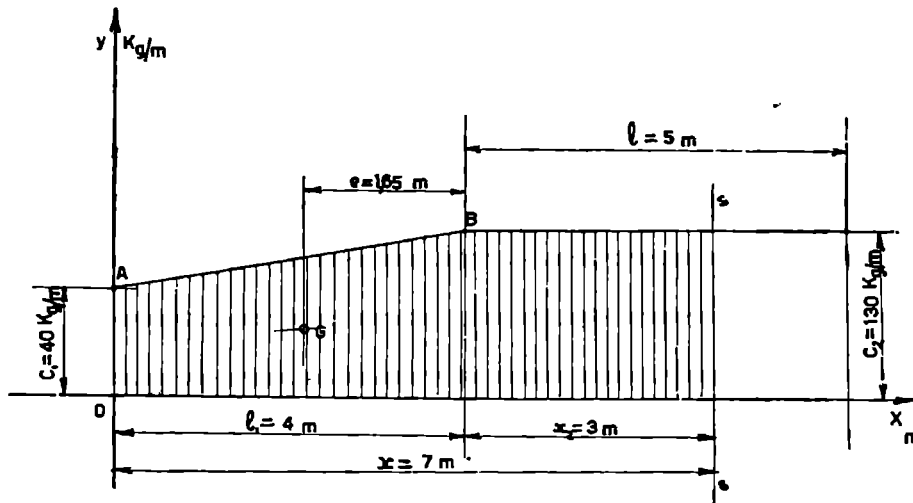


Fig. 206.

Determiniamo ora il M_f . In B esso vale:

$$\begin{aligned} M_{fB} &= \left(\frac{C_2 - C_1}{l_1} \right) \frac{l_1^3}{6} + \frac{C_1 l_1^2}{2} = \\ &= \frac{130 - 40}{4} \cdot \frac{4^3}{6} + \frac{40 \cdot 4^2}{2} = 560 \text{ kgm.} \end{aligned}$$

La distanza e del baricentro del carico della parte rastremata dalla sezione B vale:

$$e = \frac{M_{fB}}{T_B} = \frac{560}{340} = 1,65 \text{ m.}$$

Il momento flettente nella sezione s stabilita risulta quindi:

$$M_{fs} = T_B (e + x_2) + C_2 \frac{x_2^2}{2} = 340 (1,65 + 3) + 130 \frac{3^2}{2} = 2165 \text{ kgm.}$$

Abbiamo così visto come si determinano analiticamente le sollecitazioni di taglio e momento in un'ala a sbalzo di diversa conformazione in pianta. Accenniamo ora al procedimento grafico.

B) Metodo grafico. — La determinazione delle sollecitazioni T e M , si basa qui sulla *integrazione grafica*.

Con questo metodo la funzione del carico è espressa graficamente da una curva, che integrata rispettivamente una o due volte ci dà i diagrammi del taglio e del momento flettente.

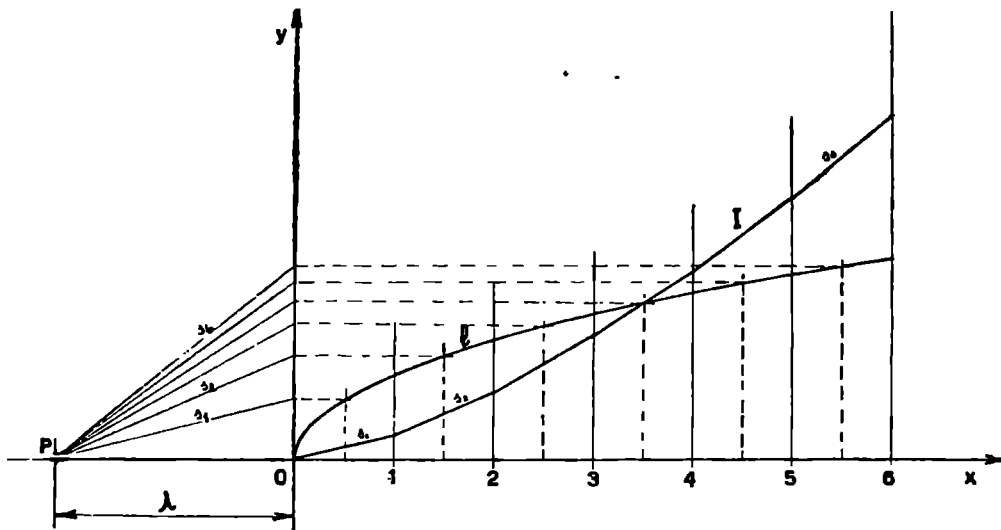


Fig. 207.

In generale per integrare un diagramma, di cui l sia ad esempio la linea che lo delimita, si divide questo in tante strisce con delle rette parallele normali alle ascisse (fig. 207).

Si tracciano per ogni striscia le mediane e i punti d'incrocio di queste con la linea l si proiettano orizzontalmente su di una retta verticale, che può essere anche l'asse y .

Si prende poi a piacere un punto P sull'asse x e si congiunge questo punto con le proiezioni sull'asse y .

SCALE

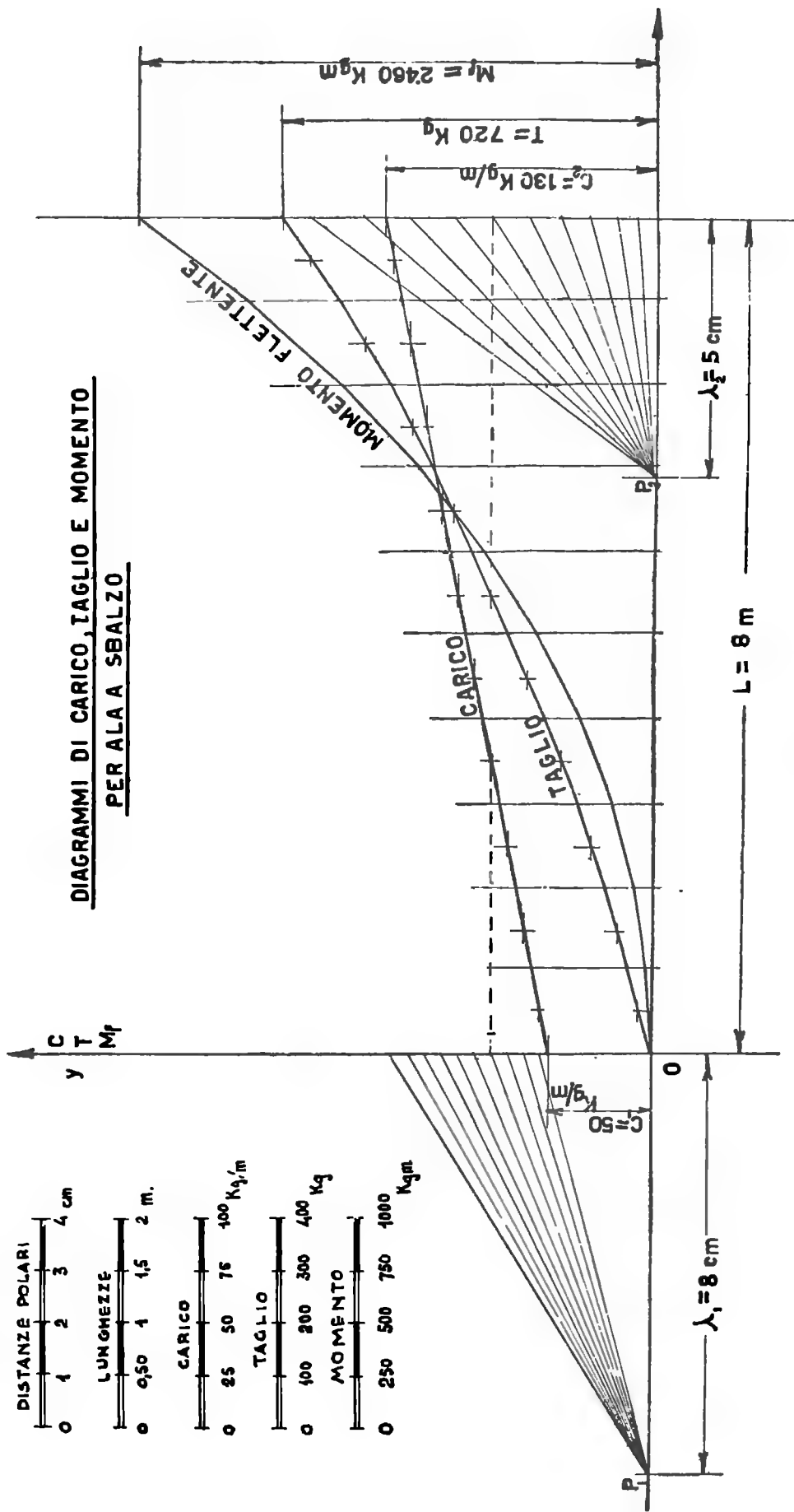
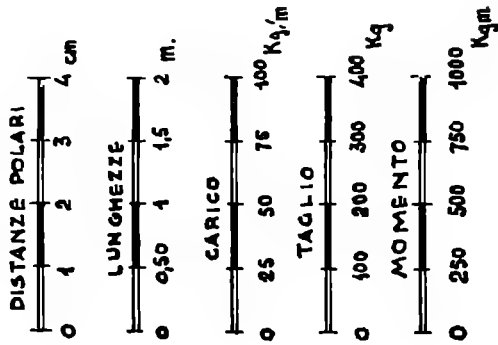


Fig. 208.

Avremo così un fascio di rette variamente inclinate, uscenti da P . La distanza di P dalla verticale su cui sono proiettati i punti della linea l si chiama distanza *polare* e si indica con la lettera λ .

Partendo dall'origine O si conducono ora successivamente dei segmenti paralleli alle rette $s_1, \dots, s_n$ che incontreranno rispettivamente le verticali delimitanti le strisce nei punti $1, 2 \dots n$.

La linea spezzata I risultante è quella integrale cercata. Per leggere il diagramma occorre ora stabilire la scala delle ordinate y . Questa è data dal *prodotto del valore della scala delle ascisse per quella delle ordinate della linea l integrata e per la distanza polare λ* .

Esempio. — Si voglia determinare graficamente il diagramma del taglio e del momento. Riportiamo in opportuna scala quello del carico per un'ala rastremata a sbalzo (fig. 208).

Le scale sono:

$$1 \text{ cm} = 0,50 \text{ m. per le lunghezze (ascisse)}$$

$$1 \text{ cm} = 25 \text{ kg/m. per il carico (ordinate)}.$$

L'intensità del carico è, in corrispondenza delle centine minima e massima, (con variazione lineare fra queste):

$$C_1 = 50 \text{ kg/m.}$$

$$C_2 = 130 \text{ kg/m.}$$

e la semiapertura: $L = 8 \text{ m.}$

Preso P_1 ad una distanza dell'asse y :

$$\lambda_1 = 8 \text{ cm.}$$

si divide il diagramma del carico in 10 strisce e con la costruzione vista si ricava il diagramma del taglio.

Occorre ora ricavare la scala per poter leggere il diagramma stesso. Essa è data dal prodotto della scala del carico, per quella della lunghezza e per la distanza polare λ_1 cioè:

$$\text{scala taglio: } 1 \text{ cm.} = 25 \cdot 0,50 \cdot 8 = 100 \text{ kg.}$$

Nel diagramma il valore massimo di T risulta cm. 7,2 perciò

$$T = 7,2 \cdot 100 = 720 \text{ kg.}$$

Come verifica determiniamo il carico totale gravante sulla semiala, cioè il taglio massimo:

L'intensità media di carico è

$$\frac{C_1 + C_2}{2} = \frac{50 + 130}{2} = 90 \text{ kg/m.}$$

che moltiplicato per l'apertura L ci dà il carico totale:

$$P = 90 \cdot 8 = 720 \text{ kg.}$$

perfettamente coincidente con il valore trovato per via grafica.

Con lo stesso procedimento integriamo ora il diagramma, così determinato, del taglio prendendo una distanza polare $\lambda_2 = 5$ cm. che riportiamo a destra del diagramma per non sovrapporre la costruzione alla precedente. Il diagramma risultante è quello del momento flettente.

La scala risulta data dal prodotto di quella del taglio per quella delle lunghezze e per la distanza polare λ_2 :

$$\text{scala momento:} \quad 1 \text{ cm.} = 100 \cdot 0,50 \cdot 5 = 250 \text{ kgm.}$$

Dalla figura ricaviamo il valore massimo del momento flettente in mezzeria:

$$M_f = 9,85 \cdot 250 = 2460 \text{ kgm.}$$

I vantaggi dell'integrazione grafica rispetto a quella analitica in questi casi sono diversi.

Prima di tutto con l'integrazione grafica si possono determinare i diagrammi del taglio con molta maggior rapidità che non analiticamente, ed inoltre non viene complicato il procedimento qualunque sia la forma in pianta dell'ala, cioè la distribuzione del carico, mentre analiticamente non sempre è possibile stabilire un'equazione che rappresenti la distribuzione del carico stesso.

Se poi la precisione col metodo grafico è inferiore a quella data dal metodo analitico, però col primo è impossibile commettere errori grossolani che sono invece facili a farsi col secondo in cui perciò è sempre necessario, per maggior sicurezza, riportare in diagramma i valori trovati per avere così un controllo del loro andamento.

Nel metodo grafico è bene però, per ottenere una buona precisione, operare con scala piccola, in pratica $1/10$ per le lunghezze, e dividere il diagramma del carico e del taglio in molte strisce.

Ala controventata. — Si è considerata finora l'ala a sbalzo nelle sue possibili forme. Vediamo ora come si ricavano i valori di T e M_f nel caso di un'ala controventata.

In linea generale l'ala è vincolata alla fusoliera e ad un montante se l'ala è monolongherone, a due se è bilongherone, che inferiormente sono vincolati alla fusoliera (fig. 209).

L'angolo formato dal montante con l'ala è buona norma non sia troppo piccolo — non inferiore a 30° in genere — sia per non avere una sollecitazione troppo elevata nel montante, sia per non aumentare eccessivamente l'interferenza aerodinamica fra ala e montante stesso.

Un'avvertenza molto importante per l'ala controventata è che i vincoli fra ala, fusoliera e montante siano *a cerniera*.

È errato credere che vincolando l'ala alla fusoliera ad incastro, cioè con attacchi tali che non permettono la rotazione intorno ad un'asse longitudinale, si ottenga una maggior robustezza della struttura. In questo modo si ottiene una struttura iperstatica cioè a vincoli sovrab-

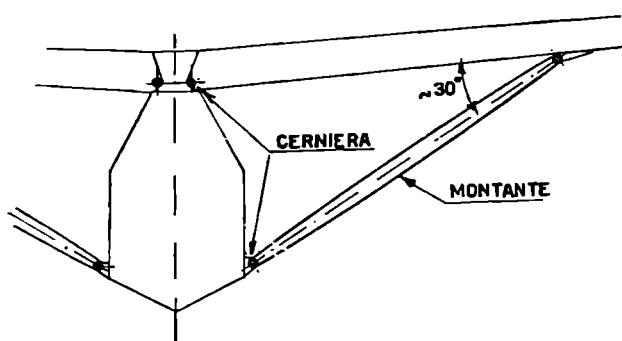


Fig. 209.

bondanti e, senza stare ad entrare in questo argomento che esula dal nostro campo, si ricorda che se si riduce effettivamente lo sforzo sul montante però si vengono a creare sollecitazioni molto maggiori nella struttura dell'ala.

Inoltre per piccoli difetti di montaggio degli attacchi sui vari elementi possono nascere sforzi secondari spesso di notevole entità.

Nel procedimento di calcolo che seguiamo consideriamo perciò sempre che i vincoli siano a cerniera.

Rappresentiamo schematicamente l'ala con montante che risulta caricata dal basso verso l'alto dalle forze aerodinamiche distribuite

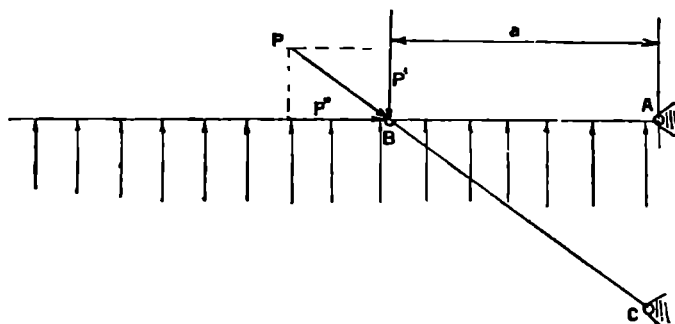


Fig. 210.

secondo superficie e da un carico concentrato P , applicato in B , che agisce dall'alto verso il basso nella direzione del montante, che rappresenta la reazione del montante stesso (figura 210).

Molto semplicemente possiamo procedere così per trovare T e M . Consideriamo dapprima che l'ala sia incastrata in A e senza montante, che cioè sia a sbalzo.

Si determinano, come abbiamo già visto, i diagrammi del taglio e del momento flettente che avranno perciò andamento continuo e crescente dall'estremità fino alla mezzeria in A .

Prendiamo ora in esame l'ala come realmente è. Sappiamo che il momento in A deve essere nullo perchè la cerniera non può trasmettere momento. Quindi il diagramma del momento avrà il suo valore massimo in corrispondenza del montante in B , e decrescerà da B fino ad annullarsi in A . Per ottenere questa parte di diagramma da B ad A , si con-

sideri ora la componente verticale P' della forza P di reazione del montante. Questa dà luogo ad un momento di segno opposto al precedente variabile da zero in B ad un valore massimo in A , coincidente in valore assoluto con quello dell'ala a sbalzo poichè, come abbiamo detto, in A essendoci la cerniera il momento deve essere nullo.

Il diagramma del momento della P' è lineare poichè è solo funzione della distanza da B . Abbiamo così ricavato il suo momento senza ancora conoscere il suo valore nè quello di P .

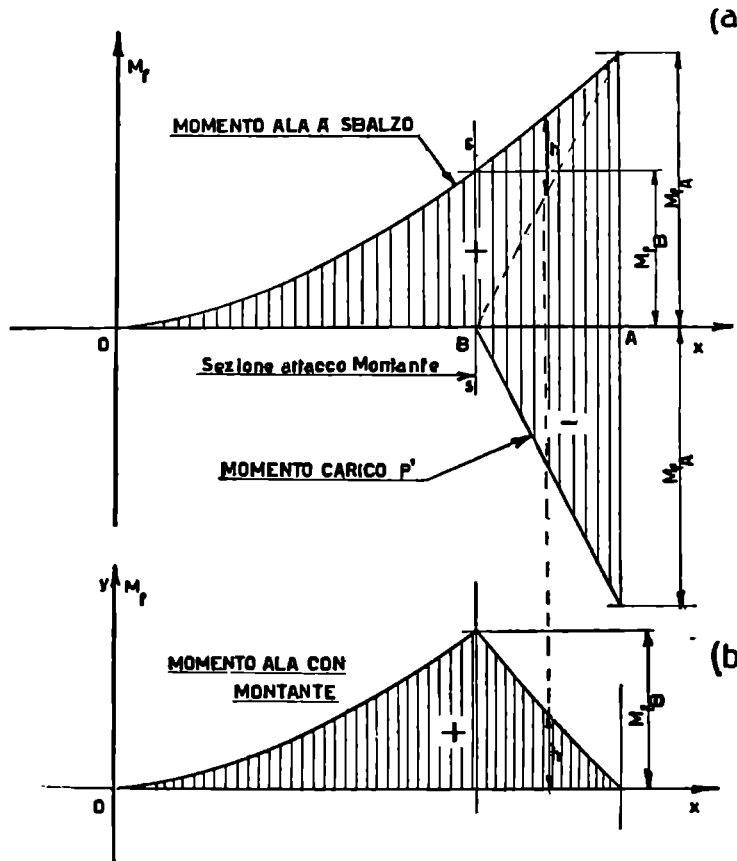


Fig. 211.

Quindi il diagramma del momento sollecitante l'ala con montante risulta dato dalla *differenza* dei diagrammi dei due momenti, uno relativo all'ala a sbalzo e l'altro relativo al carico P' (fig. 211-a).

Il diagramma risultante è perciò quello della fig. 211-b.

Possiamo ora ricavare il valore del carico P' e quindi anche di P , sforzo di trazione sul montante. Infatti per quanto abbiamo detto si ha:

$$M_{fA} = P' \cdot a$$

in cui a è la distanza dell'attacco del montante dalla sezione di mezzeria

A. Ricaviamo quindi:

$$P' = \frac{M_{fA}}{a}$$

Indicando poi con α l'angolo formato dal montante con l'ala si ha il valore di P .

$$P = \frac{P'}{\sin \alpha}$$

Da questa relazione si vede come diminuendo l'angolo α , diminuisce $\sin \alpha$, e di conseguenza aumenta lo sforzo di trazione sul montante.

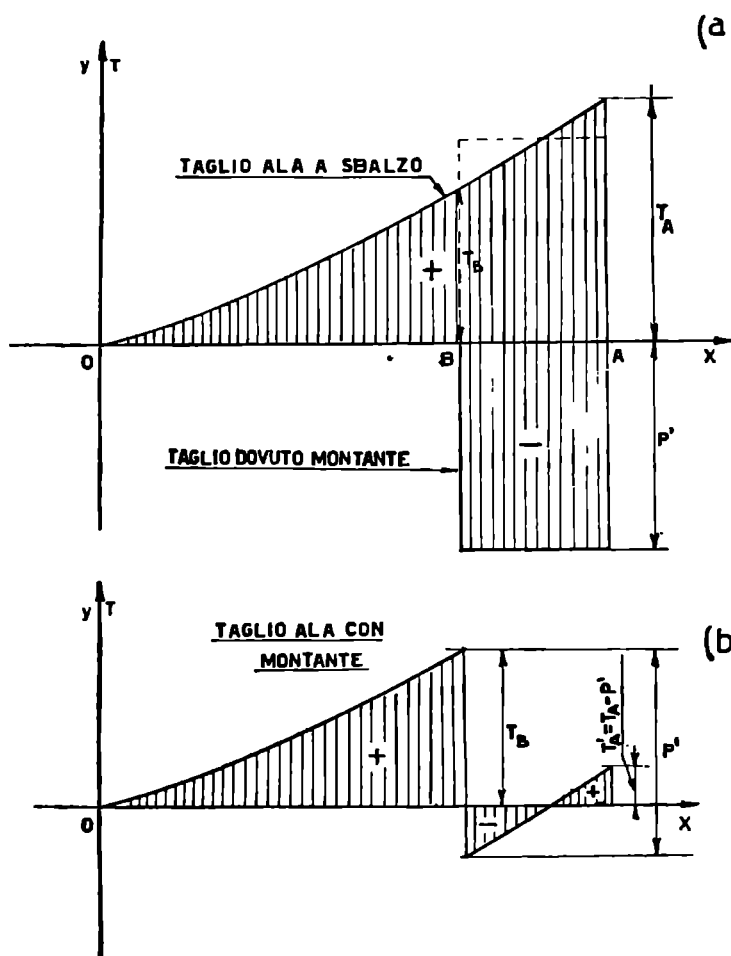


Fig. 212.

Ricavata così la componente verticale P' di P , è immediata la determinazione del taglio da B ad A . Anche per esso il diagramma risulta dato dalla differenza di due: uno relativo all'ala a sbalzo, l'altro relativo al carico concentrato P' che è costante da B ad A (fig. 212-a). Il diagramma cercato è in definitiva quello dato in fig. 212-b.

Il valore di P' può essere maggiore del valore del taglio in B per l'ala a sbalzo ed allora il diagramma del taglio cambia di segno, come si vede in fig. 212-*b*.

Esempio. — Sia ancora l'ala dell'ultimo esempio (fig. 208) e supponiamo che ora sia controventata con un montante incernierato ad una distanza di m. 2,40 dalla mezzeria.

Avendo già i diagrammi del taglio e del momento flettente per l'ala a sbalzo dobbiamo allora solo determinare queste sollecitazioni per la zona di ala compresa fra il montante e l'attacco in mezzeria.

Poichè il valore massimo del momento flettente in mezzeria è di 2460 kg. per l'ala a sbalzo, questo valore è pure uguale (a meno del segno) a quello della componente verticale P' di P , sforzo sul montante, e cioè avremo:

$$M_f = 2460 = P' \cdot 2,40$$

da cui si ricava P' :

$$P' = \frac{2460}{2,40} = 1025 \text{ kg.}$$

Sottraendo al diagramma del taglio della fig. 208, dalla sezione B di attacco del montante alla mezzeria, il valore costante del taglio $P' = 1025$ kg. abbiamo il diagramma per l'ala controventata (fig. 213).

Come si rileva dal diagramma il valore del taglio s'inverte di segno in corrispondenza dell'attacco montante, e in questa sezione ha valore massimo.

Per ottenere il diagramma del momento flettente sottraiamo a quello relativo all'ala a sbalzo (della fig. 208) quello lineare dato da P' che risulta di conseguenza come in fig. 214.

Il valore massimo si ha in corrispondenza dell'attacco montante che è:

$$M_{fB} = 1142 \text{ kgm.}$$

Supposto che l'angolo formato dal montante con l'ala sia di 30° lo sforzo di trazione su di esso risulta:

$$P = \frac{P'}{\sin 30^\circ} = \frac{1025}{0,5} = 2050 \text{ kg.}$$

Possiamo anche ricavare il valore dello sforzo di compressione sul longherone, dall'attacco del montante alla mezzeria, cioè la componente P parallela all'asse del longherone dello sforzo P sul montante. Essa è data da:

$$P'' = P \cos 30^\circ = 2050 \cdot 0,866 = 1775 \text{ kg.}$$

Questo sforzo di compressione andrà sommato algebricamente allo

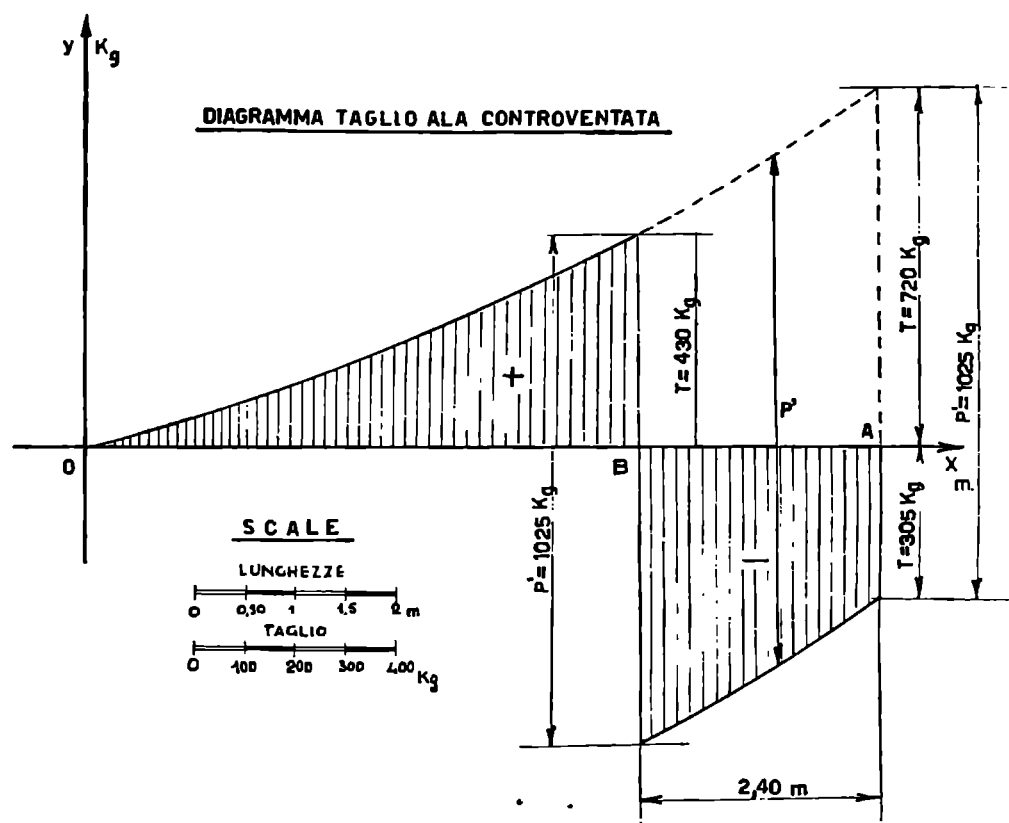


Fig. 213.

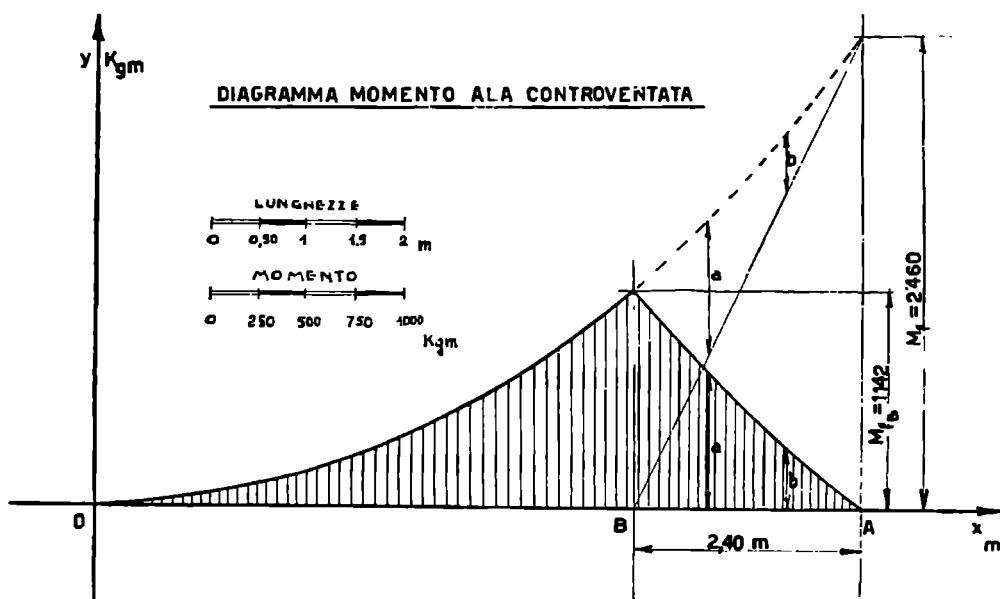


Fig. 214.

sforzo normale sulle solette, derivante dalla flessione, nel dimensionare il longherone.

Abbiamo visto così anche con diversi esempi come si determinano le sollecitazioni di taglio e di momento flettente più gravose per l'ala relative all'ipotesi di portanza massima.

Questi sforzi sono sopportati nella struttura alare dal longherone, o dai longheroni, travi longitudinali dell'ala.

Come sappiamo negli odierni veleggiatori domina ormai la struttura monolongherone con rivestimento anteriore a cassone lavorante a torsione.

In questa struttura gli sforzi flessionali vengono tenuti perciò dall'unico longherone che è posto in corrispondenza dello spessore massimo del profilo, di regola fra il 30 % e 35 % della corda.

Se invece la struttura è bilongherone, qual è quella degli alianti libratori di basso allungamento alare, gli sforzi di taglio e momento sull'ala andranno ripartiti fra i due longheroni in considerazione della distribuzione del carico lungo la corda.

In questa ipotesi (portanza massima) come abbiamo già visto, il carico è distribuito con risultante ad $1/3$ della corda dal bordo d'attacco, cioè al 33 % (vedi fig. 85).

Esempio. — Poniamo ad esempio che l'ala abbia il longherone anteriore al 20 % ed il posteriore al 60 % della corda (fig. 215).

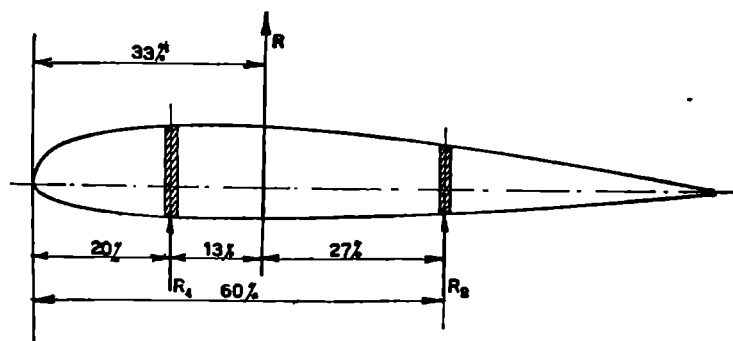


Fig. 215.

La distanza, in % della corda, della risultante R del carico dai due longheroni è perciò del 13 % da quello anteriore e del 27 % da quello posteriore.

Dall'equazione dei momenti si ricava:

$$R_1 = R \cdot \frac{27}{13 + 27} = R \cdot 0,675$$

$$R_2 = R \cdot \frac{13}{13 + 27} = R \cdot 0,325$$

Avremo perciò che delle sollecitazioni di taglio e di momento sull'ala, circa $2/3$ gravano sul longherone anteriore ed $1/3$ su quello posteriore.

2). Ipotesi di velocità massima. — In questa ipotesi di volo per gli alianti si ha un carico minore di quello dell'ipotesi precedente. Esso vale infatti, a robustezza per semiala,

$$0,75 n (Q - Q_a)$$

Per un'ala monolongherone sarebbe inutile perciò la determinazione delle sollecitazioni di taglio e momento risultando minori delle precedenti.

In realtà occorrerebbe trovare i valori del taglio, poichè in questa ipotesi si ha anche torsione che induce a sua volta sollecitazione di taglio. La sollecitazione totale nelle anime del longherone potrebbe perciò risultare anche maggiore di quella dell'ipotesi di portanza massima.

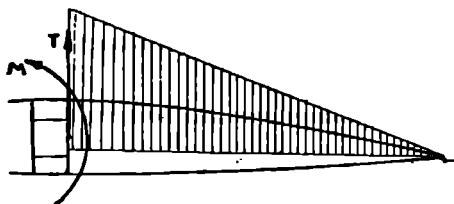


Fig. 216.

Nei veleggiatori normali però questa sollecitazione a taglio sulle anime, risultante dalla flessione e dalla torsione, è sempre minore di quella data dalla flessione della prima ipotesi e si può con tranquillità fare a meno di questa verifica.

Per quanto riguarda la torsione, dato che risulta inferiore a quella relativa all'assetto di portanza nulla, è inutile qui la verifica. Vedremo in quest'ultima ipotesi come si determina la sua distribuzione lungo l'apertura alare.

La condizione che andiamo analizzando — velocità massima — interessa invece in particolare, data la posizione arretrata sulla corda della risultante aerodinamica (vedi fig. 197) la robustezza degli elementi posteriori al longherone, centine, e degli attacchi dell'ala alla fusoliera. La centina si può considerare come trave incastrata, (fig. 216) sollecitata da un carico triangolare (secondo le norme del R.A.I.).

Praticamente, specialmente per gli alianti normali, non è necessario calcolare gli sforzi nelle varie sezioni della centina, ma è sufficiente ricavare i valori massimi delle sollecitazioni di taglio e di momento flettente nella sezione d'attacco al longherone.

Per ricavare queste sollecitazioni T e M , occorre trovare il carico sulla centina. Consideriamo perciò la somma delle lunghezze delle centine per semiala e dividiamo il carico insistente su essa per questa lunghezza totale. Otterremo così il carico gravante per metro lineare di centina.

Moltiplicando perciò il detto valore trovato per la lunghezza della centina avremo il carico gravante su essa.

Detto carico è distribuito sulla corda come in fig. 197 in cui il valore massimo — $2,56 C/l$ — è in corrispondenza del 22 % della corda e decresce linearmente annullandosi all'estremità posteriore.

Poichè il longherone è sempre in posizione più arretrata a noi interesserà considerare la parte triangolare posteriore del diagramma del carico. Della parte gravante sulla centina posteriormente al longherone determiniamo la risultante R' che è appunto il valore del taglio nella sezione d'attacco.

Il momento flettente sarà il prodotto di questa risultante $R' = T$, cioè del taglio, per la distanza dalla sezione d'attacco stessa (fig. 217).

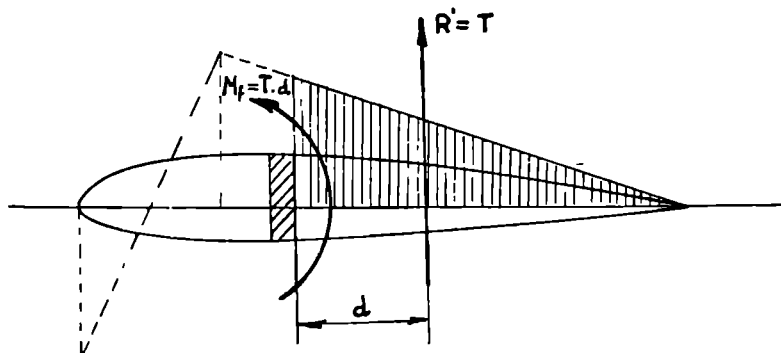


Fig. 217.

Dividendo il valore del momento flettente così trovato per l'altezza H del longherone si ha lo sforzo assiale sui listelli di contorno della centina nella sezione d'incastro. Si dimensionano così i listelli e i fazzoletti di collegamento al longherone stesso.

Volendo una maggior approssimazione si calcolerà la centina come una trave reticolare ricavando così anche le sollecitazioni nei puntoni e nelle diagonali del traliccio.

3). Ipotesi di portanza nulla. — Questa ipotesi riguarda principalmente la sollecitazione di torsione a cui viene assoggettata l'ala, (ed è la massima che si possa raggiungere) e per la quale viene calcolata la struttura. Il valore del momento torcente M_t stabilito dalle norme R.A.I. è a robustezza per tutta l'ala:

$$M_t = 0,20 \cdot 2 n \cdot Q l_m$$

e per semiala è perciò:

$$M_t = 0,20 \cdot n \cdot Q \cdot l_m$$

dove:

- n = coefficiente di contingenza
- Q = peso totale velivolo
- l_m = corda media geometrica ala.

Poichè il momento torcente M_{tx} in una generica sezione X dell'ala è funzione della superficie, stabilito il suo valore massimo M_t in corrispondenza dell'incastro, occorre determinare ora la sua distribuzione lungo l'apertura alare. Consideriamo l'ala virtuale riferita ad un sistema di assi con l'origine all'estremità, (come abbiamo già fatto per la flessione).

Il momento torcente M_{tx} è:

$$M_{tx} = \frac{S_x^2 \cdot L}{S^2 \cdot x} \cdot M_t \quad (33)$$

in cui:

S_x = superficie della parte compresa fra la sezione X e l'estremità;

L = apertura semiala;

S = superficie semiala;

M_t = momento torcente massimo semiala (dato dalle norme);

x = distanza della sezione X dall'origine.

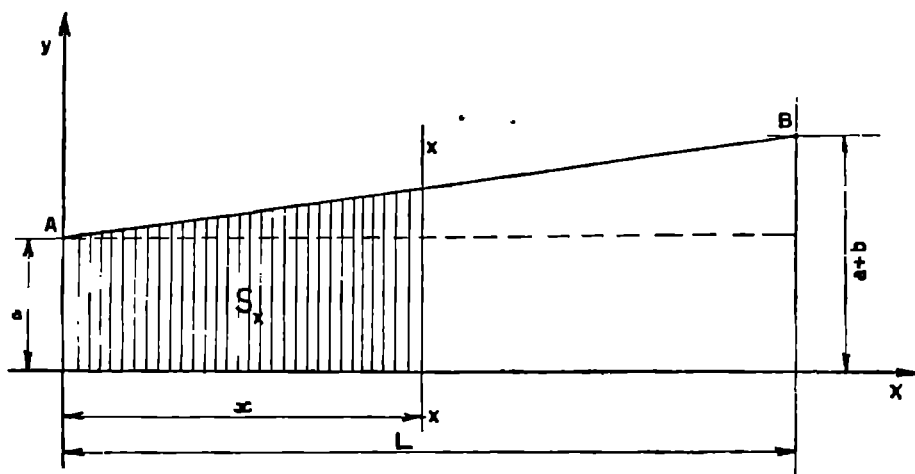


Fig. 218.

La relazione vista è senz'altro utilizzabile quando s'introduca in essa il valore S_x che è funzione della distanza x .

Consideriamo allora l'equazione della retta AB della superficie alare:

$$y = \frac{b}{L} \cdot x + a$$

che integrata ci dà l'equazione della superficie:

$$S_x = \frac{b}{2L} \cdot x^2 + a x$$

Sostituendo questa espressione di S_x nell'espressione che ci dà il momento (33) si ha:

$$M_{tx} = \frac{\left(\frac{b}{2L} x^2 + a x\right)^2}{S^2 \cdot x} \cdot L \cdot M_t \quad (33')$$

equazione la cui incognita è la sola x ; perciò ad ogni valore di questa abbiamo il momento torcente M_{tx} nella sezione X distante x dell'origine.

Esempio. — Siano dati:

$$\begin{aligned} L &= 8 \text{ m.} & S &= \text{m}^2. 9,20 \\ Q &= 300 \text{ kg.} & a &= \text{m. } 0,60 \\ n &= 3,5 & b &= \text{m. } 1,10 \\ & & (a + b) &= \text{m. } 1,70 \end{aligned}$$

La corda media risulta:

$$l_m = \frac{a + (a + b)}{2} = \frac{0,60 + 1,70}{2} = 1,15 \text{ m.}$$

Il momento torcente massimo M_t per semiala a robustezza risulta:

$$M_t = 0,20 \cdot 3,5 \cdot 300 \cdot 1,15 = 241,5 \text{ kgm.}$$

Sostituendo i valori noti nell'espressione (33') del momento torcente M_{tx} si ha:

$$M_{tx} = \frac{\left(\frac{1,10}{16} x^2 + 0,60 x\right)^2}{9,20^2 \cdot x} \cdot 8 \cdot 241,5$$

da cui:

$$\frac{(0,0688 \cdot x^2 + 0,60 x)^2}{84,64 \cdot x} \cdot 1932$$

Sviluppando la parentesi (prodotto notevole) e semplificando:

$$M_{tx} = (0,00473 \cdot x^3 + 0,36 x + 0,0825 x^2) \cdot 22,82$$

ed in definitiva:

$$M_{tx} = 0,108 x^3 + 1,885 x^2 + 8,22 x$$

equazione cercata dalla distribuzione del momento sull'apertura alare.

Come verifica di essa troviamo il momento all'incastro che come sappiamo vale: $M_t = 241,5 \text{ kgm.}$

Poniamo in essa $x = 8$, che tale è l'apertura della semiala e avremo:

$$\begin{aligned} M_t &= 0,108 \cdot 512 + 1,885 \cdot 64 + 8,22 \cdot 8 = \\ &= 55,20 + 120,50 + 65,80 = 241,50 \end{aligned}$$

valore, come vediamo, perfettamente coincidente con quello stabilito dalle norme.

Con analogo procedimento possiamo ottenere i valori del momento $M t_x$ in qualsiasi sezione dell'ala ponendo nella relazione trovata un dato valore per la x .

Determinazione grafica del momento torcente. — In modo del tutto simile a quanto si è fatto per la ricerca del taglio e del momento flettente possiamo anche qui ricavare il diagramma del momento torcente con procedimento grafico.

Dalla formula del momento massimo:

$$M_t = 0,20 n Q l$$

si vede che M_t è proporzionale alla corda l ed al carico Q , il quale, come sappiamo, è a sua volta proporzionale alla corda l .

Il momento torcente risulta perciò proporzionale *al quadrato della corda*.

In una scala appropriata si costruisce il diagramma dei quadrati delle corde, che si ottiene moltiplicando per se stesse le quote del diagramma di carico o della superficie, che è lo stesso.

Integrando ora questo diagramma come ormai sappiamo, otteniamo quello cercato del momento torcente.

Occorre ora determinare la scala per poter leggere le ordinate. Ciò si ottiene molto facilmente poichè conosciamo già il valore dell'ordinata massima all'incastro, essendo essa $M t$ dato dalle norme.

Dividendo allora questo valore per l'ordinata massima, in cm., avremo la scala del momento:

$$1 \text{ cm.} = x \text{ kgm.}$$

Esempio. — Consideriamo l'ala dell'esempio precedente e ricaviamo il diagramma del momento torcente.

Costruiamoci a questo scopo il diagramma dei quadrati delle corde (che è una parabola) e dividiamolo in dieci parti (fig. 219).

Con procedimento ormai noto integriamo questo diagramma. La scala si ricava immediatamente dal disegno.

L'ordinata massima risulta infatti:

$$y = 7,9 \text{ cm.}$$

per cui dovendo essere il momento:

$$M_t = 241,5 \text{ kgm.}$$

si ha:

$$1 \text{ cm} = \frac{241,5}{7,9} 30,5 \text{ kgm.}$$

Ricaviamo, ad esempio, dal diagramma il momento torcente in una sezione a 4 metri dall'estremità. L'ordinata in detta sezione è:

$$y = 2,3 \text{ cm.}$$

perciò:

$$M t_x = 2,3 \cdot 30,5 = 70,15 \text{ kgm.}$$

Ipotesi di atterramento brusco. — Vediamo infine quali sono le sollecitazioni che si verificano nell'ala in questa condizione, sollecitazioni che sono di segno opposto a quelle delle altre ipotesi.

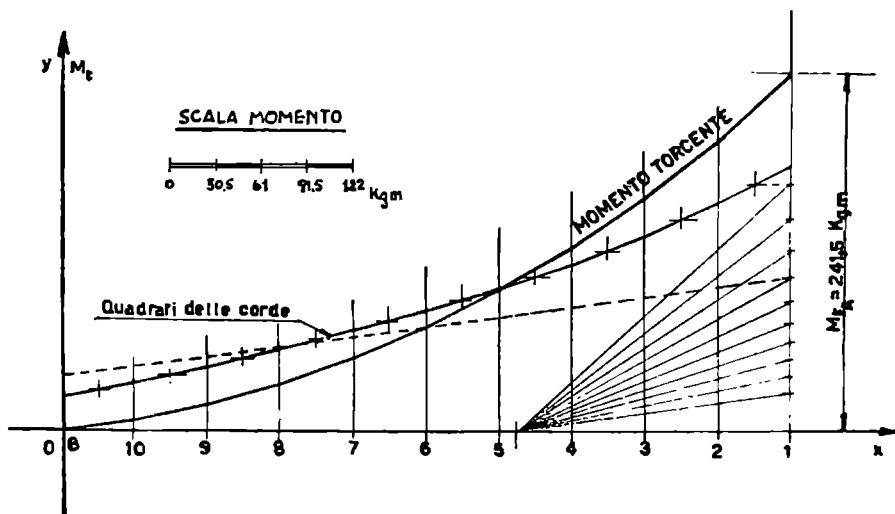


Fig. 219.

Le forze d'inerzia che si sviluppano dall'alto verso il basso si suppongono applicate con una inclinazione di 15° in avanti rispetto alla normale al piano alare.

Il carico di contingenza è fissato $n = 4$ per tutte le categorie di velivoli.

Supposta, nel nostro caso, una distribuzione del peso dell'ala proporzionalmente alla superficie, il carico sollecitante a flessione, normalmente al piano alare, risulta a robustezza per semiala:

$$n \cdot Q_a \cdot \cos 15^\circ$$

in cui

Q_a = peso totale ala

n = coefficiente contingenza.

Questo carico è in genere molto inferiore a quello relativo alla richiamata brusca della prima ipotesi.

In ogni modo determinato il carico gravante, le sollecitazioni di taglio e momento flettente da essa derivati si trovano come abbiamo già visto per la prima ipotesi.

Per gli sforzi nell'ala sono ancora da determinare quelli dipendenti dal carico nel piano alare, il cui valore massimo è posto dal regolamento pari a:

$$\frac{I}{8} \cdot n \cdot Q$$

a robustezza per semiala.

Possiamo subito dire, però, che nelle consuete ali monolongherone degli alianti, queste sollecitazioni sono di poca entità e non necessita verificare la robustezza della struttura per tali sforzi.

Abbiamo così passato in rassegna le varie ipotesi di carico per l'ala e visto anche con alcuni esempi come si determinano le varie sollecitazioni a cui è sottoposta la struttura alare.

Queste sollecitazioni vengono sopportate da diversi elementi della struttura.

Il longherone, o i longheroni, sopportano la flessione ed in particolare le solette sopportano la trazione e compressione risultante dal momento flettente, mentre le fiancate o anime del longherone sostengono gli sforzi taglienti.

Per la torsione è invece il rivestimento del bordo d'attacco che ha il compito di dare la dovuta robustezza all'ala sottoposta a questa sollecitazione.

Tener esattamente conto degli effettivi sforzi che si vengono a produrre nei vari elementi porterebbe ad una notevole complicazione del calcolo che non sarebbe compensata, almeno nei nostri casi, dal lieve alleggerimento che si potrebbe ottenere nella struttura.

Occorre sempre invece, nel limite del possibile, semplificare la struttura in modo che il calcolo ne risulti facilitato e non dia luogo ad incertezze di risultato.

Le strutture degli odierni velivoli sono notevolmente più semplici di quelle del passato e quindi più sicuro ed attendibile il risultato del calcolo.

Nelle costruzioni velovelistiche è ormai universalmente adottata la struttura in legno. Per l'ala domina quella monolongherone con rivestimento del bordo d'attacco lavorante a torsione.

Consideriamo allora questo tipo di struttura e vediamo con alcuni esempi come si procede al calcolo di essa in base agli sforzi che la sollecitano.

Siamo così giunti alla terza fase del nostro lavoro riguardante il dimensionamento delle strutture resistenti, e cioè alla verifica della robustezza, o come si dice con la terminologia della scienza delle costruzioni, *verifica della stabilità*.

Si parla appunto di verifica in quanto in qualsiasi costruzione si procede prima ad un approssimato dimensionamento ad arbitrio (ad

« occhio » direi) della struttura e si verifica poi, in base ai carichi su di essa gravanti, che le *sollecitazioni unitarie* risultanti non superino quelle massime consentite dai materiali impiegati.

57. - Verifica del longherone alare al momento flettente.

Cominciamo allora con il longherone.

Questo è una trave longitudinale dell'ala che sopporta la flessione. Può essere a sezione cava o a sezione piena (fig. 220).

Nel caso che il longherone sia cavo, come si presenta nella generalità, esso è costituito da due solette collegate da fiancate dette anime.

Le solette sono destinate a sopportare gli sforzi assiali, di compressione quella superiore e di trazione l'inferiore derivanti dal momento flettente, mentre le anime sopportano gli sforzi di taglio.

Nel caso di volo rovescio gli sforzi assiali sulle solette s'invertono. Però a noi non interessa questa ipotesi, che d'altra parte non viene considerata neanche dalle norme, in quanto gli alianti non sono destinati al volo rovescio ed inoltre il carico massimo rovescio è sempre molto minore del carico diritto.

Per disegnare allora le sezioni resistenti del longherone occorre stabilire perciò alcuni dati.

L'altezza H è un dato già noto a priori risultando dallo spessore del profilo adottato.

Occorre fissare la larghezza B , che può anche essere costante lungo tutta l'apertura alare (caso di longherone pieno in ali di basso allungamento, come si riscontra nei libratori) oppure come più frequentemente accade, può variare linearmente diminuendo verso l'estremità.

Longherone pieno. — Consideriamo dapprima che il longherone sia una trave piena. In questo caso fissati B ed H possiamo ricavare il valore della sollecitazione massima unitaria normale, essendo noto il momento flettente M_f in quella sezione:

$$\sigma = \frac{M_f \cdot y}{J} = \frac{M_f}{W} \quad (34)$$

in cui:

σ = sollecitazione unitaria a flessione;

M_f = momento flettente applicato;

y = distanza della fibra più sollecitata dall'asse neutro;

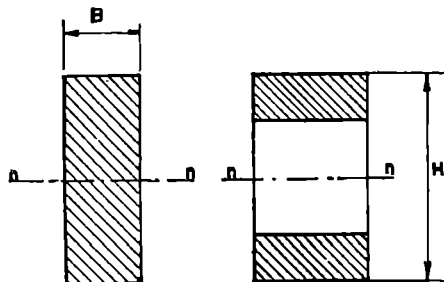


Fig. 220.

J = momento d'inerzia della sezione resistente rispetto all'asse neutro;

W = momento resistente della sezione = J/y .

Nel nostro caso di sezione rettangolare l'asse neutro è in mezzzeria, per cui:

$$y = \frac{1}{2} H$$

Il momento d'inerzia J di una sezione rettangolare rispetto all'asse baricentrale è:

$$J = \frac{1}{12} \cdot B H^3$$

Il momento resistente W risulta allora:

$$W = \frac{J}{y} = \frac{1}{12} \cdot B \cdot H^3 \cdot \frac{2}{H} = \frac{1}{6} B H^2$$

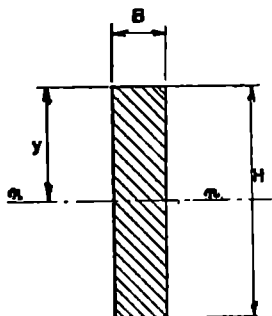


Fig. 221.

L'espressione della sollecitazione unitaria risulta:

$$\sigma = \frac{M_f}{W} = \frac{6 M_f}{B H^2}$$

dalla quale possiamo ricavare, assegnato il valore di σ , la larghezza incognita B :

$$B = \frac{6 M_f}{\sigma \cdot H^2} \quad (35)$$

Esempio. — Determiniamo la larghezza B necessaria di un longherone a sezione rettangolare piena, nella quale sezione si abbia:

$$M_f = 850 \text{ kgm.} = 85000 \text{ kgcm.}$$

$$H = 15 \text{ cm.}$$

$$\sigma = 380 \text{ kg/cm}^2.$$

Applicando l'ultima formula si ricava:

$$B = \frac{6 M_f}{\sigma \cdot H^2} = \frac{6 \cdot 85000}{380 \cdot 225} = 6 \text{ cm.}$$

Abbiamo detto che il longherone a sezione piena è unicamente usato per le ali di basso allungamento a basse caratteristiche, quali sono quelle dei libratori, per semplicità costruttiva.

Nei veleggiatori, come anche in tutti i velivoli a motore, il longherone è sempre cavo.

Ciò si fa perchè la flessione dà luogo, in una sezione rettangolare piena, ad una distribuzione delle tensioni come in fig. 222 in cui si con-

stata che esse variano da un massimo agli estremi della sezione ad un minimo nullo, in corrispondenza di un asse baricentrico detto appunto *neutro*; ed invertendosi di segno si passa da trazione su un lembo a compressione sull'altro.

In corrispondenza dell'asse neutro la sollecitazione del materiale è nulla, ed in sua vicinanza è sempre piccola.

Convien perciò distribuire il materiale il più lontano possibile dall'asse neutro in modo da farlo lavorare al massimo da esso consentito. Occorre cioè che *il momento d'inerzia della sezione resistente sia massimo a pari sezione di materiale impiegato.*

Praticamente però ciò è limitato da ragioni costruttive quale quella di non aumentare troppo la larghezza B che porterebbe a complicazioni per gli attacchi di parti metalliche, ecc.

È bene quindi che la larghezza del longherone non sia mai superiore all'altezza H corrispondente, e come primo dato orientativo si può tenere $B = \frac{1}{2} H$.

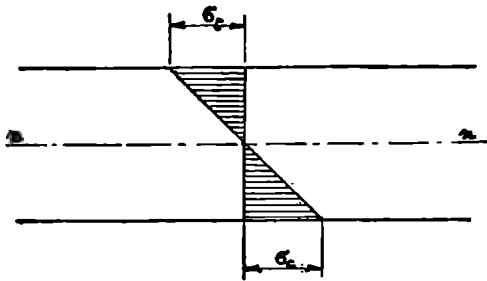


Fig. 222.

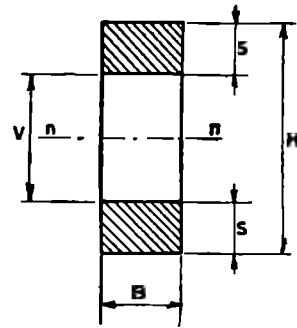


Fig. 223.

Longherone cavo simmetrico. — Prendiamo in esame allora un longherone la cui sezione sia simmetrica rispetto all'asse neutro con solette uguali (fig. 223) di spessore S e V l'altezza interna che risulta:

$$V = H - 2 S$$

essendo H l'altezza del longherone.

Il momento d'inerzia J della sezione resistente, cioè il momento d'inerzia dell'area delle due solette rispetto all'asse neutro $n - n$ risulta:

$$J = \frac{I}{12} B (H^3 - V^3)$$

ed essendo anche qui:

$$y = \frac{I}{2} H$$

sostituendo nella relazione fondamentale

$$\sigma = \frac{M_f \cdot y}{J}$$

il valore di J trovato e di y si ha:

$$\sigma = \frac{6 \cdot M_f \cdot H}{B (H^3 - V^3)} \quad (36)$$

relazione che ci dà la sollecitazione massima delle solette.

Fissando invece a priori il valore massimo ammissibile della sollecitazione σ per il materiale adottato, possiamo ricavare il valore di V e quindi lo spessore delle solette:

$$V^3 = H^3 - \frac{6 \cdot M_f \cdot H}{\sigma \cdot B} \quad (37)$$

formula questa d'uso corrente per il dimensionamento delle solette, quando queste siano uguali. Lo spessore è dato da:

$$S = \frac{1}{2} (H - V).$$

Esempio. — Consideriamo ancora l'esempio precedente così potremo constatare qual è il vantaggio che si ottiene in peso col longherone cavo.

Avevamo:

$$\begin{array}{ll} H = 15 \text{ cm.} & M_f = 85000 \text{ kg/cm.} \\ B = 8 \text{ cm.} & \sigma = 380 \text{ kg/cm}^2. \end{array}$$

applicando l'ultima formula:

$$\begin{aligned} V^3 &= H^3 - \frac{6 M_f \cdot H}{\sigma \cdot B} = 15^3 - \frac{6 \cdot 85000 \cdot 15}{380 \cdot 8} \\ V^3 &= 3375 - \frac{7650000}{3040} = 3375 - 2520 = 855 \end{aligned}$$

ed estraendo la radice cubica:

$$V = \sqrt[3]{855} = 9,49 \text{ cm.}$$

Lo spessore delle solette risulta perciò:

$$S = \frac{1}{2} (H - V) = \frac{1}{2} (15 - 9,5) = 2,75 \text{ cm.}$$

Analizziamo qual è la riduzione di materiale ottenuta rispetto al longherone pieno.

La sezione resistente è in questo caso:

$$2 \cdot S \cdot B = 5,5 \cdot 8 = 44 \text{ cm}^2.$$

mentre nel caso precedente era:

$$H \cdot B = 15 \cdot 6 = 90 \text{ cm}^2.$$

Come si constata nel caso di longherone pieno la sezione resistente, e cioè il materiale impiegato, è più che doppia pur essendo la sollecitazione unitaria σ uguale.

È buona norma, come verifica, disegnare anche in scala piccola le sezioni resistenti calcolate perchè anche l'occhio può dare un utile consiglio. Ad esempio è buona norma che il rapporto tra lo spessore della soletta e la sua larghezza B non sia troppo piccolo.

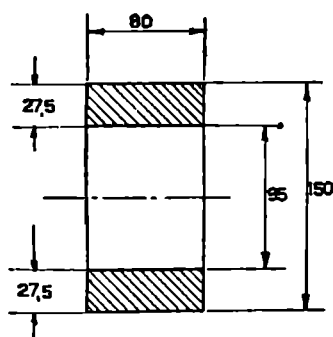


Fig. 224.

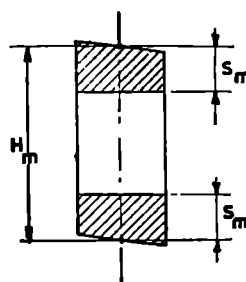


fig. 225.

Riportiamo in scala la sezione calcolata e come si vede essa è abbastanza ben proporzionata (Fig. 224).

Negli esempi esaminati abbiamo considerato che la sezione fosse rettangolare. In pratica ciò non si verifica quasi mai perchè il longherone segue la forma del profilo, e specialmente se è abbastanza largo, il dorso e il ventre risultano inclinati e non perpendicolari alle fiancate.

In questi casi occorre tener conto come altezza H quella media in corrispondenza della mezzeria (fig. 225) ed analogamente per lo spessore S delle solette.

Longherone asimmetrico. — Nei calcoli precedenti abbiamo considerato il valore della sollecitazione a flessione per l'abete:

$$\sigma = 380 \div 400 \text{ kg/cm}^2.$$

Però quasi tutti i legnami non resistono allo stesso modo agli sforzi normali di trazione e compressione, ma resistono invece notevolmente meno a compressione che a trazione.

Per esempio, l'abete resiste a compressione a circa 350-380 kg/cm² mentre a trazione resiste oltre 600 kg/cm².

Per questa ragione quindi non è conveniente costruire le solette uguali poichè per non superare la sollecitazione ammissibile in quella compressa non si viene a sfruttare al massimo il materiale in quella tesa.

Il calcolo di una trave a solette disuguali è però abbastanza complicato da eseguire rigorosamente.

Noi perciò seguiremo un metodo approssimato dovuto all'Ing. E.

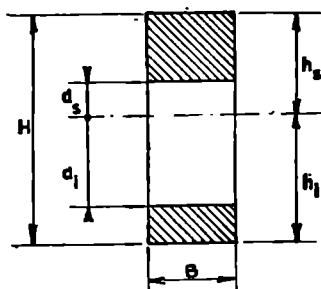


Fig. 226.

Preti, la cui precisione è più che sufficiente per le esigenze costruttive di questi velivoli.

Consideriamo una sezione a solette disuguali di cui la superiore è la maggiore perchè è quella che lavora a compressione (fig. 226).

Ed indichiamo rispettivamente con h_s e h_i le distanze dall'asse neutro dell'estremità superiore ed inferiore delle solette, e con d_s e d_i le distanze interne dall'asse neutro.

Le distanze h_s e h_i stanno fra loro nello stesso rapporto delle sollecitazioni massime σ_s e σ_i a compressione ed a trazione corrispondenti ai lembi estremi delle solette, per cui possiamo scrivere:

$$\frac{\sigma_c}{\sigma_t} = \frac{h_s}{h_i}$$

Per una proprietà delle proporzioni la precedente equivale a:

$$\frac{\sigma_c}{\sigma_t + \sigma_c} = \frac{h_s}{h_s + h_i}$$

ma essendo

$$h_s + h_i = H$$

avremo:

$$\frac{\sigma_c}{\sigma_t + \sigma_c} = \frac{h_s}{H}$$

da cui ricaviamo l'incognita h_s in funzione di H e delle sollecitazioni σ_s e σ_t :

$$h_s = H \left(\frac{\sigma_c}{\sigma_t + \sigma_c} \right)$$

Analogamente ricaviamo h_i :

$$h_i = H \left(\frac{\sigma_t}{\sigma_t + \sigma_c} \right)$$

Indicando per semplicità con

$$a = \frac{\sigma_c}{\sigma_t + \sigma_c}$$

e con

$$b = \frac{\sigma_t}{\sigma_t + \sigma_c}$$

abbiamo in definitiva:

$$h_s = a \cdot H$$

$$h_i = b \cdot H$$

Quadrando si ha:

$$h_s^2 = a^2 H^2$$

$$h_i^2 = b^2 H^2$$

da cui

$$h_i^2 - h_s^2 = H^2 (b^2 - a^2)$$

e poichè deve essere pure per l'uguaglianza dei momenti statici delle solette rispetto all'asse neutro:

$$h_i^2 - h_s^2 = d_i^2 - d_s^2$$

sostituendo si ha:

$$d_i^2 - d_s^2 = H^2 (b^2 - a^2)$$

per cui risolvendo rispetto ad una incognita, ad esempio rispetto a d_i abbiamo:

$$d_i = \sqrt{(b^2 - a^2) H^2 + d_s^2} \quad (38)$$

prima equazione che ci dà l'incognita d_i in funzione dell'altra d_s .

Occorre ora ricavare una seconda espressione di d_i in modo da ottenere così un sistema di due equazioni con due incognite.

Il momento d'inerzia della sezione resistente di larghezza B rispetto all'asse neutro, come si può ricavare con semplice calcolo, è dato da:

$$J = \frac{B}{3} \left[(h_s^3 + h_i^3) - (d_s^3 + d_i^3) \right]$$

ed è pure dato dalla relazione:

$$J = \frac{M_f \cdot h_s}{\sigma_c}$$

Eguagliando si ha allora:

$$\frac{3 M_f \cdot h_s}{B \cdot \sigma_c} = h_s^3 + h_i^3 - (d_s^3 + d_i^3)$$

Indicando con A il secondo membro:

$$A = h_s^3 + h_i^3 - (d_s^3 + d_i^3)$$

si ha:

$$\frac{3 M_f \cdot h_s}{B \cdot \sigma_c} = A$$

Da questa relazione si ricava A poichè i termini del primo membro sono tutti noti.

Poichè per definizione:

$$A = h_s^3 + h_i^3 - (d_s^3 + d_i^3)$$

si ricava:

$$d_s^3 + d_i^3 = h_s^3 + h_i^3 - A$$

Indicando il secondo membro con Z si ha:

$$d_s^3 + d_i^3 = Z \quad (38 \text{ bis})$$

in cui Z è il valore noto essendo noti h_s , h_i , e A .

Quest'ultima relazione è quella cercata, che unita a quella prima vista ci dà il sistema:

$$\left\{ \begin{array}{l} d_i^3 = Z - d_s^3 \\ d_i = \sqrt{(b^2 - a^2) H^2 + d_s^2} \end{array} \right. \quad (39)$$

non riducibile, ma che ci permette ugualmente con facilità di determinare le incognite d_s e d_i , dalle quali si hanno per differenza con h_s e h_i gli spessori S_s e S_i delle solette superiore ed inferiore.

Assegnando un valore d_s ad arbitrio dalla prima equazione si ricava d_i e si verifica poi nella seconda se il valore di d_i coincide col precedente.

Variando il valore assegnato di d_s si riesce con qualche tentativo ad arrivare alla soluzione voluta.

Esempio. — Consideriamo l'esempio precedente in cui si avevano le solette uguali e vediamo quale vantaggio si ha ora con il calcolo delle solette disuguali.

I dati sono:

$$H = 15 \text{ cm.}$$

$$B = 8 \text{ cm.}$$

$$M_f = 85000 \text{ kgcm.}$$

e poniamo:

$$\sigma_c = 380 \text{ kg/cm}^2.$$

$$\sigma_t = 560 \text{ kg/cm}^2.$$

Come abbiamo visto:

$$a = \frac{\sigma_c}{\sigma_t + \sigma_c} = \frac{380}{940} = \sim 0,40 ;$$

$$b = \frac{\sigma_t}{\sigma_c + \sigma_t} = \frac{560}{940} = \sim 0,60$$

per cui le distanze h_s ed h_i delle fibre esterne delle solette dall'asse neutro sono:

$$h_s = a \cdot H = 0,40 H = 0,40 \cdot 15 = 6, — \text{ cm.}$$

$$h_i = b \cdot H = 0,60 H = 0,60 \cdot 15 = 9, — \text{ cm.}$$

e quadrando:

$$h_s^2 = 36$$

$$h_i^2 = 81$$

da cui:

$$h_i^2 - h_s^2 = d_i^2 - d_s^2 = 81 - 36 = 45$$

e ricavando d_i :

$$d_i = \sqrt{45 + d_s^2}$$

si ha la prima equazione cercata.

Ricaviamo ora il valore di A

$$A = \frac{3 M_f \cdot h_s}{B \cdot \sigma_c} = \frac{3 \cdot 85000 \cdot 6}{8 \cdot 38} = 502$$

Il valore di Z risulta di conseguenza:

$$Z = h_s^3 + h_i^3 - A = 216 + 729 - 502 = 443$$

La seconda relazione è quindi:

$$d_s^3 + d_i^3 = Z = 443$$

Nel sistema cercato:

$$\left\{ \begin{array}{l} d_i^3 = 443 - d_s^3 \\ d_i = \sqrt{45 + d_s^2} \end{array} \right.$$

poniamo ora

$$d_s = 3 \text{ cm.}$$

Dalla prima equazione si ha:

$$d_i^3 = 443 - 27 = 416$$

da cui

$$d_i = \sqrt[3]{416} = 7,46 \text{ cm.}$$

e dalla seconda equazione:

$$d_i = \sqrt{45 + 9} = \sqrt{54} = 7,35 \text{ cm.}$$

Come si rileva il sistema non è soddisfatto per il valore fissato $d_s = 3$ poichè quello risultante d_i non è uguale nelle due equazioni. Proviamo a porre:

$$d_s = 3,2 \text{ cm.}$$

Si ha ora dalla prima:

$$d_i^3 = 443 - d_s^3 = 443 - 32,76 = 410,24$$

$$d_i = \sqrt[3]{410,24} = 7,42 \text{ cm.}$$

e dalla seconda:

$$d_i = \sqrt{45 + d_s^2} = \sqrt{45 + 10,24} = 7,42 \text{ cm.}$$

Il risultato è ora coincidente ed il sistema è così risolto.
Abbiamo allora:

$$d_s = 3,2 \qquad d_i = 7,42$$

da cui si ricava lo spessore delle solette:

$$S_s = h_s - d_s = 6 - 3,2 = 2,8 \text{ cm.}$$

$$S_i = h_i - d_i = 9 - 7,42 = 1,58 \text{ cm.}$$

L'area della sezione resistente è quindi

$$(2,8 + 1,58) \cdot 8 = 35,2 \text{ cm}^2.$$

mentre nel caso di longherone simmetrico avevamo:

$$(2 \cdot 2,75) \cdot 8 = 44 \text{ cm}^2.$$

La riduzione della sezione resistente, e quindi di peso, è:

$$\left(\frac{44 - 35,2}{44} \right) \cdot = \frac{8,8}{44} \cdot = 0,20$$

cioè del 20%, come si vede abbastanza notevole.

Per il dimensionamento, ora visto, del longherone asimmetrico, cioè a solette disuguali, occorre però fare alcune considerazioni.

Come sappiamo il materiale in vicinanza dell'asse neutro lavora poco e perciò non viene sfruttato bene.

Ora, nel caso di longherone asimmetrico, in cui la soletta superiore è la più grossa, l'asse neutro risulta spostato verso l'alto della sezione ed il materiale della soletta è poco sfruttato come si vede dal diagramma delle sollecitazioni a flessione della sezione (fig. 227).

Occorrerebbe allora aumentare la larghezza B del longherone in modo che lo spessore della soletta superiore risultasse più piccolo e perciò il suo lembo inferiore non troppo vicino all'asse neutro (fig. 228).

Ma per ragioni di pratica costruttiva non si può eccedere nella larghezza del longherone, perciò in sezioni molto sollecitate, quali sono quelle in vicinanza dell'attacco ala-fusoliera nelle ali a sbalzo, la soletta superiore risulta molto spessa ed il materiale non è sfruttato bene a compressione.

È opportuno allora ridurre la sollecitazione massima a trazione aumentando così lo spessore della soletta inferiore con conseguente abbassamento dell'asse neutro, migliorando perciò le condizioni di lavoro della soletta superiore compressa.

Per queste ragioni non è conveniente tenere una sollecitazione troppo alta a trazione per non dar luogo ad una forte disimmetria della sezione.

In base ad esperienze pratiche si è constatato che per un buon dimensionamento del longherone asimmetrico lo spessore della soletta

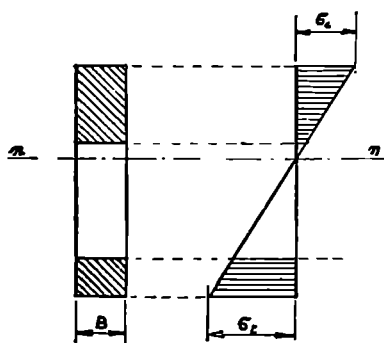


Fig. 227.

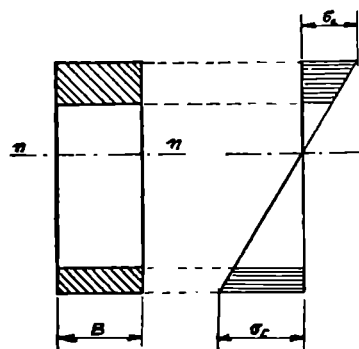


Fig. 228.

compressa non deve essere più di 1,5 volte quello della soletta tesa, e come valore medio ottimo si può tenere circa 1,3 volte.

I valori pratici per le sollecitazioni massime ammissibili sono per l'abete:

$$\sigma_c = 380 \text{ kg/cm}^2.$$

$$\sigma_t = 480 \text{ kg/cm}^2$$

Riporteremo poi in seguito i dati pratici delle caratteristiche meccaniche dei vari legnami usati nelle costruzioni aeronautiche.

58. - Verifica del longherone alare al taglio.

Verificato così il longherone, sia esso simmetrico o disimmetrico, al momento flettente, occorre ora fare la verifica agli sforzi di taglio.

Abbiamo detto che questi vengono sopportati dalle anime, in compensato, che collegano le solette.

Ricordiamo che se esiste una sollecitazione di taglio τ in una certa direzione, ne esiste sempre una uguale τ in direzione perpendicolare alla prima.

Nelle anime del longherone quindi avremo una sollecitazione verticale ed una orizzontale che deriva appunto dallo scorrimento delle solette (fig. 229).

Il compensato andrebbe perciò posto con le fibre esterne a 45° rispetto all'asse del longherone per poter così sopportare ugualmente bene le sollecitazioni τ verticali ed orizzontali.

Per facilità costruttiva si pone il compensato anche con le fibre verticali però *non andrà mai posto* con le fibre in senso longitudinale, che troppo poco resisterebbe agli sforzi di scorrimento.

La sollecitazione massima unitaria a taglio τ è data dalla relazione:

$$\tau = \frac{1,5 \cdot T}{\delta \cdot h} \quad (40)$$

in cui:

T = sforzo tagliante nella sezione (in kg.);

δ = spessore totale delle anime (in cm.);

h = altezza delle anime (in cm.).

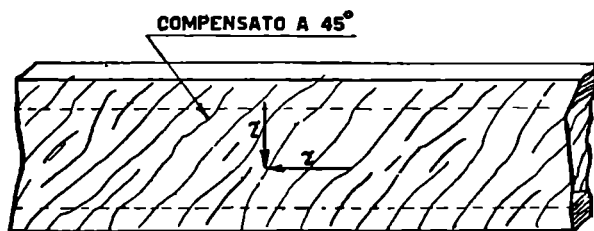


Fig. 229.

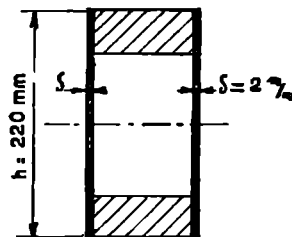


Fig. 230.

Dalla formula (40), fissato il valore della sollecitazione massima ammissibile di taglio τ , si ricava lo spessore δ necessario:

$$\delta = \frac{1,5 T}{\tau \cdot h} \quad (40')$$

Per il compensato di betulla si può ammettere una sollecitazione a taglio τ pari a 120 kg/cm^2 . come valore medio.

Esempio. — Determiniamo lo spessore delle due anime in corrispondenza dell'attacco dell'ala in cui si abbia: (fig. 230)

$$T = 700 \text{ kg.}$$

$$h = 22 \text{ cm.}$$

$$\tau = 120 \text{ kg/cm}^2. \text{ (comp. a } 45^\circ)$$

lo spessore totale risulta:

$$\delta = \frac{1,5 \cdot 700}{120 \cdot 22} = \frac{1050}{2640} = 0,398 \text{ cm.}$$

cioè lo spessore di ognuna delle due anime è di 2 mm.

La sollecitazione ammissibile del compensato costituente l'anima del longherone aumenta se vi sono dei diaframmi di irrigidimento

che impediscono l'ingobbamento: in tal caso la sollecitazione può variare da:

$$\tau = 120 \text{ kg/cm}^2 \cdot \text{fino a } \tau = 180 \text{ kg/cm}^2.$$

con fibre a 45° per una distanza d dei diaframmi variabili da:

$$d = 3 V \quad \text{fino a} \quad d = 1,5 V$$

in cui V è la distanza libera fra le solette (fig. 231).

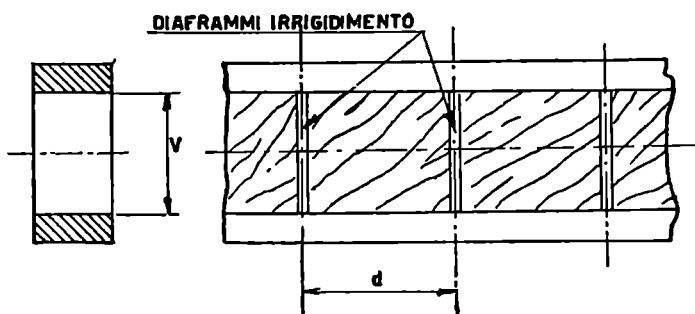


Fig. 231.

59. - Verifica della struttura alare a torsione.

Nei veleggiatori la struttura resistente a torsione dell'ala è costituita dal cassone formato dal rivestimento del bordo d'attacco e chiuso posteriormente dall'anima del longherone.

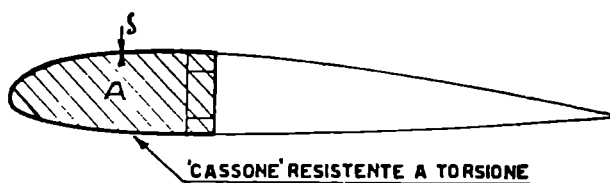


Fig. 232.

Questa struttura si calcola molto semplicemente con la formula di Bredt relativa alla sollecitazione a torsione di solidi a sezione cava a parete sottile.

Essa è data:

$$\tau = \frac{M_t}{2 \cdot A \cdot \delta} \quad (41)$$

dove:

M_t = momento torcente applicato;

A = area racchiusa nella sezione;

δ = spessore delle pareti della sezione.

La sollecitazione a taglio si può tenere anche in questo caso, per il compensato di betulla:

$$\tau = 120 \text{ kg/cm}^2$$

Poichè il momento torcente in un'ala tende a torcerla in modo da svergolarla negativamente, il compensato sarebbe opportuno porlo sempre a 45° , nel senso indicato (fig. 233). Ed è ciò che infatti si fa in molti casi.

Certo è che l'applicazione del compensato a 45° , su superficie curve, comporta maggiori difficoltà costruttive; per cui spesso si preferisce porlo con le fibre nel senso dell'apertura alare.

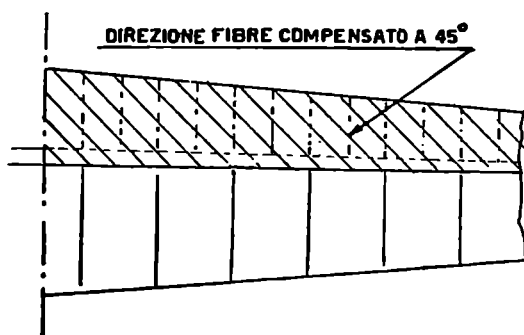


Fig. 233.

In questo caso però dobbiamo tener conto di una resistenza a taglio unitaria pari a circa l'85 % di quella con fibre a 45° , cioè:

$$\tau = 100 \text{ kg/cm}^2.$$

Bisogna tener conto che questi valori della resistenza a taglio del compensato sono influenzati dagli irrigidimenti che ne impediscono l'ingobbamento. È per

questa ragione che sul bordo d'attacco le centine sono più fitte che non dietro il longherone.

Il loro scopo è appunto quello di impedire il cedimento elastico del compensato che di conseguenza non lavorerebbe più, come deve, a taglio.

Esempio. — Determiniamo lo spessore del rivestimento del cassone in una data sezione alare in cui:

$$M_t = 220 \text{ kgm.} = 22000 \text{ kgcm.}$$

$$A = 6 \text{ dm}^2. = 600 \text{ cm}^2.$$

e la sollecitazione a taglio ammissibile, ponendo il compensato a 45° , sia:

$$\tau = 120 \text{ kg/cm}^2.$$

Dalla formula di Bredt ricaviamo lo spessore

$$\delta = \frac{M_t}{2 A \tau} = \frac{22000}{2 \cdot 600 \cdot 120} = \frac{22000}{144000} = 0,153 \text{ cm.} = 1,53 \text{ mm.}$$

Poichè i fogli di compensato in commercio sono in genere con spessori varianti di 0,5 mm. in 0,5 potremo adottare uno spessore di mm. 1,5 che è però un poco scarso, oppure di 2 mm.

Se invece il compensato non è a 45° avremo che la sollecitazione ammissibile è:

$$\tau = 100 \text{ kg/cm}^2.$$

e lo spessore risulta:

$$\delta = \frac{22000}{2 \cdot 600 \cdot 100} = \frac{22000}{120000} = 0,183 \text{ cm.} = 1,83 \text{ mm.}$$

e adotteremo compensato da 2 mm.

Rigidezza torsionale. — Per quello che riguarda la torsione oltre alla verifica degli spessori del cassone a tali sollecitazioni, occorre anche verificare la rigidezza torsionale della struttura.

Il regolamento R.A.I. impone, infatti, che l'angolo di torsione massimo all'estremità alare della cellula, sollecitata dal momento torcente coefficiente elastico (1,25 n), non debba superare 4°.

Nelle ali molto allungate quali sono quelle dei veleggiatori, questa condizione è spesso volte più gravosa di quella della robustezza torsionale stessa.

L'angolo $d\varphi$ di torsione di un elemento di ala lungo dx è dato (in radianti) dalla relazione:

$$d\varphi = \frac{M_t \cdot P}{4 A^2 \cdot \delta \cdot G} \cdot dx \quad (42)$$

in cui:

M_t = momento torcente elastico applicato;

A = area racchiusa dal contorno del cassone;

G = modulo d'elasticità tangenziale del materiale di rivestimento;

δ = spessore del rivestimento;

P = perimetro del contorno del cassone.

L'angolo φ totale di torsione all'estremità alare è uguale alla somma degli angoli elementari $d\varphi$, cioè è l'integrale dell'espressione di $d\varphi$, esteso a tutta l'apertura della semiala.

Si ricavano perciò per varie sezioni dell'ala (quelle già considerate per la determinazione delle varie sollecitazioni di taglio momento flettente e torcente) i valori degli angoli elementari $d\varphi$ che risultano in radianti, e si riportano in diagramma.

Di questo diagramma si calcola l'area con l'integrazione grafica o semplicemente misurandola con un planimetro o con carta millimetrata.

Nota l'area del diagramma si ottiene il valore dell'angolo φ , che appunto l'area rappresenta, moltiplicando detta area per la scala delle ascisse e per quella delle ordinate del diagramma stesso. L'angolo si ottiene in radianti; il suo valore moltiplicato per 57,3 (angolo di un radiante in gradi sessagesimali) ci dà l'angolo φ cercato in gradi.

Esempio. — Calcoliamo l'angolo di torsione massimo di un'ala sollecitata dal momento torcente a limite elastico (1,25 n) supposto che la distribuzione del momento sia quella dell'esempio di fig. 219. Poichè i valori del diagramma sono quelli a robustezza (2 n), basterà moltiplicarli per il rapporto 1,25/2 cioè 0,625 per ottenere quelli a coefficiente elastico.

Supponiamo poi di aver ricavato dal disegno delle centine, nelle sezioni considerate per il momento, l'area racchiusa dal cassone ed il perimetro di questo compresa la fiancata posteriore del longherone.

AmMESSO poi di aver già eseguito il calcolo della robustezza a torsione e determinati gli spessori δ del compensato di rivestimento, possiamo calcolare gli angoli elementari $d\varphi$ avendo tutti gli elementi necessari. Il modulo d'elasticità tangenziale G per compensato vale:

$$G = 40.000 \text{ kg/cm}^2.$$

Eseguiamo il calcolo per la sezione 1 in cui i valori sono:

$$M_t = 151 \text{ kgm.} = 15100 \text{ kgcm.}$$

$$A = 925 \text{ cm}^2. = \text{area racchiusa dal cassone}$$

$$A^2 = 855000 \text{ cm}^4.$$

$$P = 130 \text{ cm.} = \text{perimetro del cassone}$$

$$\delta = 0,20 \text{ cm.} = \text{spessore del compensato}$$

che sostituiti nella formula

$$d\varphi = \frac{M_t \cdot P}{4 A^2 \cdot \delta \cdot G}$$

si ha:

$$d\varphi = \frac{15100 \cdot 130}{4 \cdot 855000 \cdot 0,2 \cdot 40000} = \frac{1970000}{2730000000} = 0,0000725$$

Ripetendo l'operazione per le altre sezioni abbiamo i valori riportati in tabella.

Cent.	M_t (kgcm)	A (cm ²)	P (cm)	δ (cm)	$d\varphi$ (radianti)
1	15100	925	130	0,20	0,0000725
2	12400	870	128	0,20	0,0000658
3	9900	765	121	0,20	0,0000640
4	7650	670	114	0,20	0,0000602
5	6000	580	107	0,20-0,15	0,0000600-0,0000800
6	4600	495	100	0,15	0,0000780
7	3150	400	92	0,15	0,0000755
8	1820	315	81	0,15	0,0000654
9	1150	240	71	0,15	0,0000590
10	550	175	60	0,15	0,0000450

Si noti come nella sezione 5, in cui si ha la variazione dello spessore del compensato, si abbiano due valori corrispondenti di $d\varphi$, che si rilevano poi in una discontinuità del diagramma.

Questo è costruito riportando sulle ascisse l'apertura alare, in scala 1:50, cioè

$$1 \text{ cm.} = 50 \text{ cm.}$$

e sulle ordinate gli angoli elementari $d\varphi$ in scala

$$1 \text{ cm.} = 10^{-5} d\varphi = 0,00001 d\varphi$$

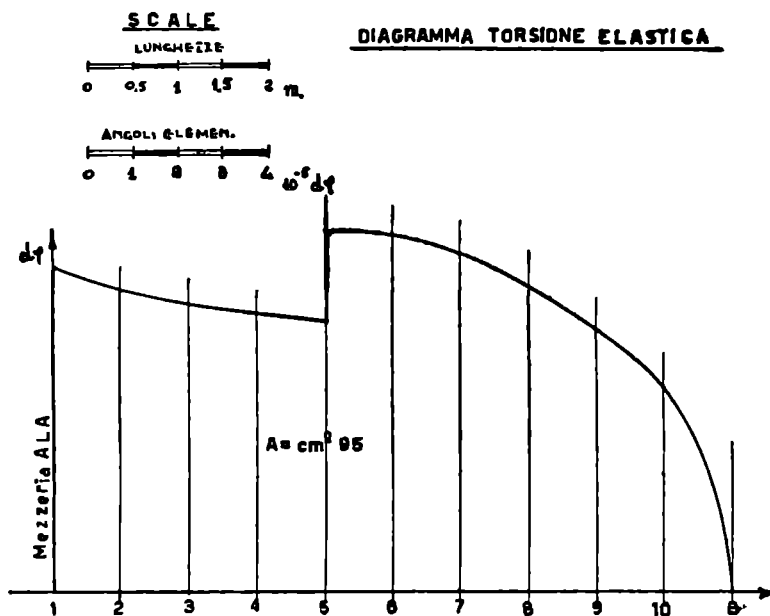


Fig. 234.

L'area del diagramma risulta di $\text{cm}^2. 95$, che moltiplicata perciò per le scale delle ascisse e delle ordinate, ci dà l'angolo totale di torsione φ in radianti:

$$\varphi = 95 \cdot 0,00001 \cdot 50 = 0,0475$$

ed in gradi sessagesimali risulta infine:

$$\varphi^0 = 0,0475 \cdot 57,3 = 2,7^0 = 2^0 42'$$

inferiore al limite imposto dalle norme R.A.I., e perciò gli spessori del compensato del rivestimento del bordo d'attacco, stabiliti per la robustezza a torsione con la formula di Bredt, sono definitivi.

60. - *Determinazione delle sollecitazioni strutturali della fusoliera.*

La fusoliera nei comuni veleggiatori, come pure in genere in tutti gli aeroplani, si presenta come un corpo affusolato avente il duplice scopo di contenere l'equipaggio ed il carico, e di collegare rigidamente fra loro l'ala, o le ali, e i piani di coda necessari, come abbiamo visto precedentemente, per ottenere la stabilità di rotta e longitudinale.

Il momento torcente aerodinamico dell'ala deve essere equilibrato da un momento opposto generato dal piano orizzontale, momenti relativi ad un punto fisso, ad esempio il bordo d'attacco dell'ala o il baricentro del velivolo.

Sul piano orizzontale si sviluppa perciò una deportanza P_c che moltiplicata per la distanza del suo centro di pressione dal bordo d'attacco, o dal baricentro, produce appunto il momento stabilizzante di coda (fig. 235).

La fusoliera è assoggettata perciò, per effetto del carico sul piano orizzontale di coda, ad una sollecitazione di flessione nel piano di simmetria verticale.

Essa si può assimilare perciò ad una trave incastrata in corrispondenza dei suoi attacchi con l'ala e sollecitata da un momento flettente

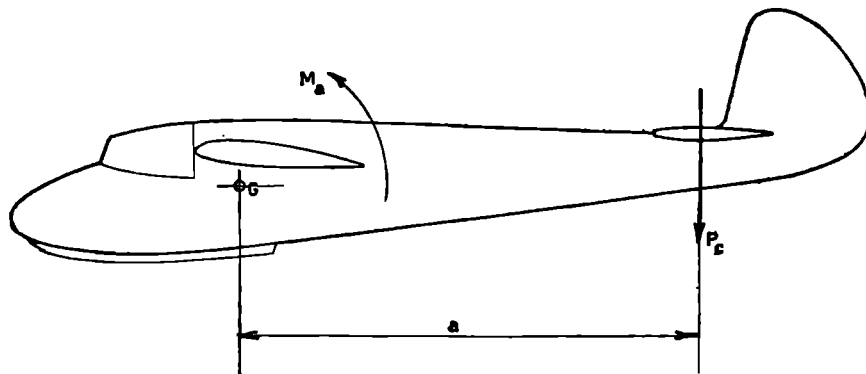


Fig. 235.

variante linearmente da un valore nullo in corrispondenza del centro di pressione del piano orizzontale ad un valore massimo in corrispondenza dell'incastro considerato (fig. 236).

Per effetto del piano verticale abbiamo pure una sollecitazione sulla fusoliera a flessione in un piano orizzontale analogamente a quanto accade per il carico sul piano orizzontale.

Inoltre, poichè il carico sull'impennaggio verticale non si trova quasi mai sull'asse della fusoliera, ma è al disopra di questo, ne nasce un momento che tende a torcere la fusoliera stessa (fig. 237).

Questo momento torcente, prodotto dalla forza P_v per la distanza

del suo punto d'applicazione dall'asse della fusoliera, è costante per tutte le sezioni di questa, dal piano verticale fino agli attacchi dell'ala sulla fusoliera stessa.

Queste sollecitazioni di flessione, nei due piani verticali ed orizzontali, e di torsione derivanti dai carichi aerodinamici sugli impennaggi

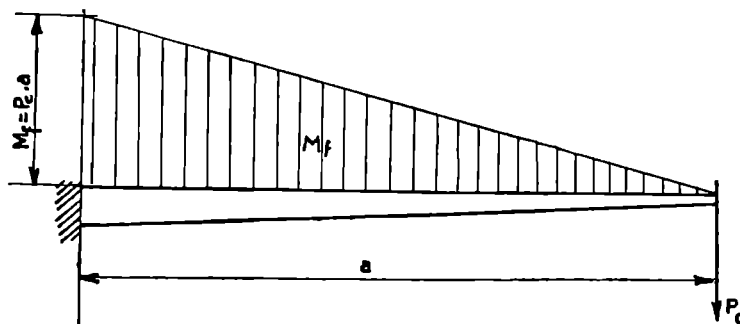


Fig. 236.

di coda, nascono in quanto entrano in gioco le forze d'inerzia delle masse del velivolo e dell'aria trascinata da esso che si oppongono all'istantanea rotazione dell'apparecchio sotto l'azione delle forze aerodinamiche sugli impennaggi.

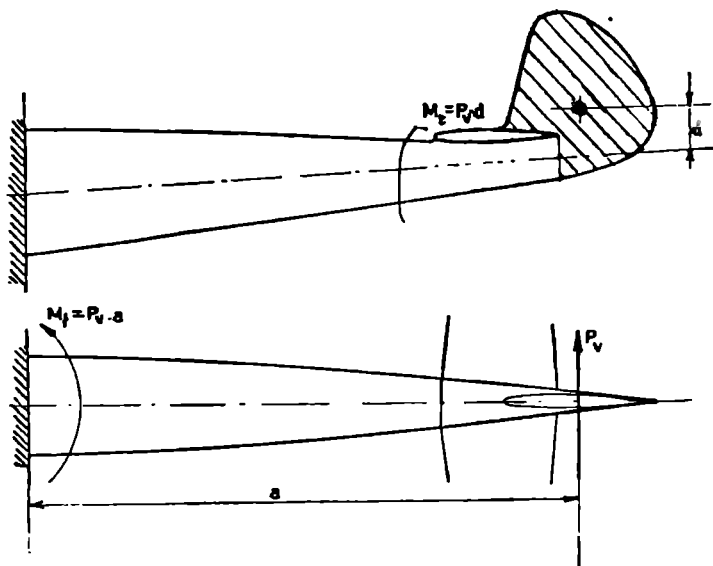


Fig. 237.

Occorre quindi considerare anche le sollecitazioni derivanti dalle forze d'inerzia delle masse del velivolo.

Considerando ad esempio la parte anteriore della fusoliera dei normali veleggiatori avremo che i carichi sono quelli del pilota, delle varie installazioni, strumenti ecc., oltre al peso proprio della struttura.

Questa parte di fusoliera si può considerare come una mensola incastrata in corrispondenza degli attacchi dell'ala alla fusoliera e sollecitata da carichi verticali verso il basso.

In condizione di volo orizzontale uniforme, i carichi sono i pesi propri; mentre nel caso di richiamata brusca alla massima velocità i carichi diventano le reazioni centrifughe dei pesi propri della fusoliera e dei vari pesi contenuti.

Analogamente avviene per la parte posteriore della fusoliera per le reazioni di massa, oltre a quanto abbiamo visto per i carichi aerodinamici sugli impennaggi.

Ipotesi di carico della fusoliera. — Seguendo, come abbiamo fatto per l'ala, le norme R.A.I., prendiamo in esame le varie condizioni di carico per la fusoliera. Le ipotesi stabilite sono:

a) ripresa brusca dopo la picchiata a cui corrisponde la sollecitazione di flessione nel piano verticale;

b) carico sull'impennaggio verticale determinato dalla manovra del timone di direzione durante il volo. A questa condizione corrispondono le sollecitazioni di flessione nel piano orizzontale e di torsione.

Condizione a).

I carichi da determinare sono:

1) carico di contingenza iniziale insistente sull'impennaggio orizzontale (complesso stabilizzatore-equilibratore);

2) reazioni centrifughe dovute alla massa propria della fusoliera ed a quelle dei carichi in essa contenuti.

Il carico aerodinamico P_c a robustezza gravante sul piano orizzontale è quello che equilibra il momento torcente massimo dell'ala che è come abbiamo visto (27):

$$M_t = 0,20 \cdot 2 n \cdot Q l_m$$

per cui, essendo a la distanza dalla cerniera dell'impennaggio al baricentro del velivolo, il detto carico P_c sarà:

$$P_c = \frac{0,20 \cdot 2 n \cdot Q \cdot l_m}{a} \quad (43)$$

In ogni modo il carico P_c a robustezza sul piano orizzontale non dovrà essere inferiore a:

kg. 80	per m ²	per alianti	libratori	
kg. 120	»	»	»	veleggiatori normali
kg. 150	»	»	»	» acrobatici.

Le reazioni centrifughe a robustezza in fusoliera vengono determinate moltiplicando il peso proprio della fusoliera e quello dei singoli carichi in essa contenuti per il coefficiente di robustezza $2n$ già definito precedentemente.

In questa condizione di carico per la fusoliera, le sollecitazioni a flessione nel piano verticale, derivanti dal carico aerodinamico e dalle reazioni centrifughe, non sono però contemporanee.

Infatti all'inizio della richiamata si ha il carico massimo sull'impennaggio orizzontale, che è appunto questo che determina la richiamata; iniziata l'evoluzione nascono le reazioni centrifughe ma diminuisce il carico aerodinamico sull'impennaggio stesso. finchè, quando si ha la massima accelerazione e quindi il valore massimo delle reazioni centrifughe, il carico aerodinamico sull'impennaggio orizzontale si è annullato.

Perciò riguardo alla flessione nel piano verticale la fusoliera viene dimensionata e verificata per il valore maggiore fra i momenti flettenti dati dal carico aerodinamico sull'impennaggio orizzontale e dalle reazioni centrifughe delle masse. Ciò vale s'intende, per la parte posteriore della fusoliera. Per quella anteriore all'ala le sollecitazioni sono dipendenti unicamente dalle reazioni centrifughe delle masse.

Nella condizione a) ora esaminata per la fusoliera, tanto i carichi sul piano orizzontale quanto le reazioni di massa sono dirette dall'alto verso il basso.

Esempio. — Sollecitazioni nel piano verticale derivanti dal carico sull'impennaggio orizzontale. — Consideriamo il velivolo dell'esempio a pag. 220, in cui si hanno i carichi parziali in fusoliera, e calcoliamo il momento flettente massimo nel piano verticale della fusoliera.

Cominciamo col calcolare le sollecitazioni di taglio e momento dovute al carico aerodinamico P_c sull'impennaggio orizzontale.

Supposto che la corda media alare sia:

$$l_m = 1,10 \text{ m.}$$

e il peso totale dell'apparecchio

$$Q = 250 \text{ kg.}$$

il momento torcente dell'ala a robustezza è:

$$M_t = 0,20 \cdot 2n \cdot Q \cdot l_m = 0,20 \cdot 7 \cdot 250 \cdot 1,1 = 385 \text{ kgm.}$$

che deve essere equilibrato dal momento di coda

$$P_c \cdot a = M_t$$

in cui è la distanza del baricentro del velivolo dalla cerniera dell'impennaggio orizzontale è:

$$a = 3 \text{ m.}$$

da cui il carico sul piano risulta:

$$P_c = \frac{M_t}{a} = \frac{385}{3} = 128 \text{ kg.}$$

Occorre ora verificare se questo carico è superiore o minore di quello minimo risultante dal carico unitario imposto dalle Norme R.A.I.

Supposto che la superficie del piano sia

$$S_c = 2,10 \text{ m}^2$$

poichè il carico unitario minimo imposto a robustezza da dette norme è 120 kg/m_2 (per cat. norm.) il carico minimo deve perciò risultare:

$$P_c = 120 \cdot S_c = 120 \cdot 2,10 = 252 \text{ kg.}$$

nettamente maggiore a quello risultante per equilibrare il momento torcente dell'ala, ed è quest'ultimo perciò che dovremo considerare.

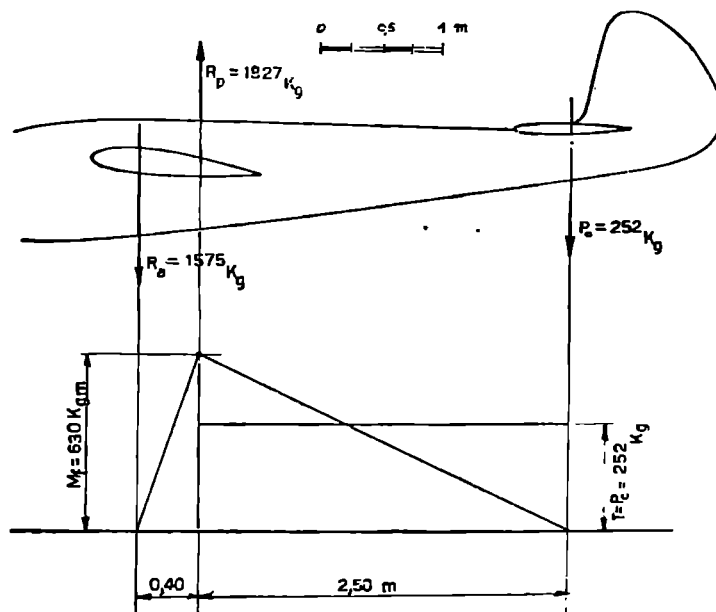


Fig. 238.

Tale carico P_c genera un momento flettente sulla fusoliera con andamento triangolare in cui il valore massimo si ha in corrispondenza della sezione dell'attacco posteriore dell'ala.

La distanza dalla cerniera del piano alla sezione d'attacco è m. 2,50 (fig. 238) ed il momento flettente massimo risulta quindi:

$$M_f = P_c \cdot 2,50 = 252 \cdot 2,50 = 630 \text{ kgm.}$$

Il taglio è invece costante, ed il suo valore è appunto quello del carico sul piano:

$$T = P_c = 252 \text{ kg.}$$

Il momento flettente si annulla in corrispondenza dell'attacco anteriore dell'ala alla fusoliera, distante m. 0,40 da quello posteriore, come si vede in figura.

Possiamo qui calcolare anche gli sforzi sui detti attacchi. Infatti la reazione R_a sull'attacco anteriore deve essere tale che il suo momento rispetto al centro dell'attacco posteriore coincida con quello dato dal carico sul piano, cioè:

$$R_a \cdot 0,40 = 630$$

da cui

$$R_a = \frac{630}{0,40} = 1575 \text{ kg.}$$

ed è diretta verso il basso, cioè nello stesso verso del carico P_e .

La reazione sull'attacco posteriore R_p sarà perciò la risultante di P_e e R_a cioè:

$$R_p = 252 + 1575 = 1827 \text{ kg.}$$

poichè per l'equilibrio delle forze occorre che la risultante di P_e , R_p e R_a sia nulla, quindi R_p deve essere uguale ed opposta a $R_a + P_e$. Inoltre occorre che il momento di esse sia pure nullo rispetto ad un punto qualunque.

Se scegliamo per comodità tale punto nel centro dell'attacco posteriore dell'ala, avremo che il momento di coda deve essere uguale a quello della R_a (poichè quello della R_p è nullo, essendo nullo il suo braccio) cioè:

$$P_e \cdot 2,50 = R_a \cdot 0,40$$

relazione dalla quale appunto abbiamo ricavato R_a .

Sollecitazioni nel piano verticale dovute alle reazioni centrifughe delle masse. — Calcoliamo ora quali sono le sollecitazioni di taglio e momento nel piano verticale della fusoliera derivanti dalle reazioni delle masse per effetto della richiamata.

Il momento massimo per la parte posteriore della fusoliera nella sezione, già considerata, dell'attacco posteriore risulterà dato dalla somma dei momenti parziali dei vari carichi e pesi parziali della struttura della fusoliera stessa.

In modo analogo si trova il momento massimo, rispetto alla sezione in corrispondenza dell'attacco anteriore dell'ala, per la parte anteriore della fusoliera.

Riportiamo perciò in tabella i valori dei pesi parziali, le distanze rispetto alle sezioni dell'attacco posteriore per i pesi della parte poppiera, e rispetto all'attacco anteriore per la parte prodiera della fusoliera.

I prodotti di detti pesi per le rispettive distanze ci danno i momenti parziali a coefficiente 1 (vedere pag. 220).

N.	Denominazione	Pesi (kg)	Distanze (m)	Momenti (kgm)
12	Piano verticale	4,—	2,86	11,40
11	Piano orizzontale	7,—	2,35	16,45
10	Estremità fusoliera	4,—	2,40	9,60
9	Parte posteriore fusoliera . . .	5,—	1,54	7,70
8	Parte posteriore fusoliera . . .	7,—	0,62	4,34
<i>Parte posteriore fusoliera:</i>				
	totale taglio	27,—	totale momento 49,49	
1	Prua fusoliera	6,—	1,24	7,45
2	Cruscotto	5,—	1,—	5,—
3	Abitacolo pilota	19,—	0,64	12,20
4	Pattino	5,—	0,61	3,05
5	Pilota	80,—	0,58	46,50
<i>Parte anteriore fusoliera:</i>				
	totale taglio	115,—	totale momento 74,30	

Il momento flettente massimo a robustezza risulta perciò per la parte posteriore:

$$M_f = 49,49 \cdot 7 = 346 \text{ kgm.}$$

ed il taglio:

$$T = 27 \cdot 7 = 189 \text{ kg.}$$

come si vede di molto inferiori ai corrispondenti valori derivanti dal carico P_c .

Per la parte anteriore abbiamo:

$$M_f = 74,30 \cdot 7 = 520 \text{ kgm.}$$

$$T = 115 \cdot 7 = 805 \text{ kg.}$$

In base ai risultati di questi calcoli verificheremo le strutture della fusoliera e precisamente, per la parte posteriore terremo conto delle sollecitazioni derivanti dal carico aerodinamico P_c sul piano orizzontale, mentre per la parte anteriore le sollecitazioni sono unicamente quelle risultanti dalle reazioni centrifughe delle masse.

Condizione b).

In questa condizione di carico per la fusoliera si ha flessione nel piano orizzontale e torsione dovute al carico aerodinamico sull'impennaggio verticale.

Detto carico unitario a robustezza è per gli alianti:

$$P_v = 2n \frac{Q}{S} \text{ kg/m}^2.$$

in cui:

Q/S è il carico alare.

Tale carico non dovrà però essere inferiore al valore di:

- 80 kg/m². per libratori;
- 120 kg/m². per veleggiatori categoria normale;
- 150 kg/m². per veleggiatori categoria acrobatica.

Esempio. — Determiniamo le sollecitazioni di flessione nel piano orizzontale e di torsione per la parte posteriore all'ala di una fusoliera ammesso che:

Q/S = carico alare = 18 kg/m²;
 S_v = superficie piano verticale = 1,2 m²;
 d = distanza baricentro impennaggio dall'asse della fusoliera = 0,35 cm.;

D = distanza dalla sezione d'incastro della fusoliera al baricentro del piano verticale = 3 m.

Il carico unitario aerodinamico P_v sull'impennaggio verticale è:

$$P_v = 2n \cdot \frac{Q}{S} = 7 \cdot 18 = 126 \text{ kg.}$$

che è superiore al minimo imposto per velivoli cat. normale (120 kg/cm²).

Il carico totale sull'impennaggio è allora:

$$P_v = 126 \cdot 1,2 = 150 \text{ kg.}$$

che è perciò il valore del taglio, costante per tutta la parte considerata della fusoliera.

Il momento flettente nella sezione d'incastro della fusoliera è:

$$M_f = P_v \cdot D = 150 \cdot 3 = 450 \text{ kgm.}$$

e ha andamento triangolare.

Il momento torcente, vale:

$$M_t = P_v \cdot d = 150 \cdot 0,35 = 45 \text{ kgm.}$$

ed è costante per tutta la lunghezza della fusoliera fino agli attacchi con l'ala.

61. - Verifica della stabilità della fusoliera.

Con procedimento analogo a quanto fatto per l'ala, abbiamo dapprima esaminato le varie condizioni di carico della fusoliera, poi abbiamo determinato gli sforzi che in dette ipotesi ne nascono. Siamo così arrivati

alla fase riguardante il dimensionamento e la verifica della stabilità delle strutture della fusoliera.

Delle varie ipotesi non abbiamo considerato quella relativa all'atterramento che per gli alianti in genere è la meno gravosa.

Riassumendo abbiamo che la fusoliera è sollecitata: da flessione nel piano verticale derivante dal carico aerodinamico sull'impennaggio orizzontale e dalle reazioni centrifughe delle

masse; da flessione nel piano orizzontale e da torsione derivante dal carico aerodinamico sull'impennaggio verticale.

La parte anteriore della fusoliera, contenente l'abitacolo del pilota è sollecitata a flessione nel piano verticale alle reazioni di massa e per questa sollecitazione va dimensionata.

Fusoliera poligonale semplice. — Supponiamo come primo caso che la fusoliera sia formata semplicemente da quattro correnti longitudinali collegati da ordinate e rivestita sui quattro lati in compensato (fig. 239).

Per le sollecitazioni nel piano verticale possiamo considerare le due fiancate verticali composte ognuna dal corrente superiore e da quello inferiore: (figura 240-a) mentre per le sollecitazioni nel piano orizzontale consideriamo le fiancate orizzontali composte dai due correnti superiori e dai due inferiori l'altra (fig. 240-b)

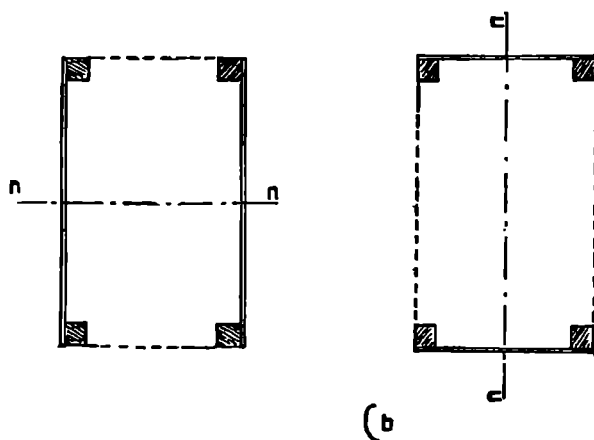


Fig. 240.

Il calcolo si riduce perciò a quello di una trave composta da due solette collegate da un'anima, come si è visto per il longherone dell'ala.

Perciò le sollecitazioni dovute al momento flettente verranno sopportate dai due correnti, mentre la sollecitazione di taglio verrà sopportata dalle anime in compensato.

Esempio. — Nella sezione d'incastro con l'ala di una fusoliera a sezione rettangolare si abbia un momento flettente a robustezza di:

$$M_f = 750 \text{ kgm}$$

e di taglio:

$$T = 270 \text{ kg}$$

nel piano verticale, e di:

$$M_f = 480 \text{ kgm}$$

$$T = 160 \text{ kg}$$

nel piano orizzontale, ed un momento torcente: $M_t = 65 \text{ kgm}$.

Le dimensioni della sezione siano:

$$H = \text{altezza} = \text{cm } 80$$

$$L = \text{larghezza} = \text{cm } 48$$

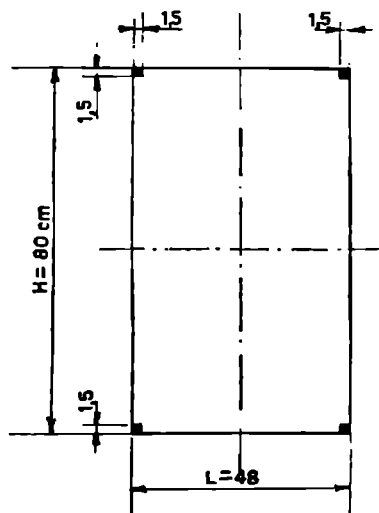


Fig. 241.

Supponiamo che i correnti siano in abete con sezione quadrata di $15 \times 15 \text{ mm}$; ed il rivestimento delle fiancate sia in compensato di betulla di spessore $1,5 \text{ mm}$.

Verifichiamo allora la sezione per le sollecitazioni di taglio e momento flettente nel piano verticale.

Come si è detto si considerano le due fiancate verticali, ognuna delle quali dovrà perciò sopportare la metà del momento e del taglio, cioè:

$$\frac{1}{2} M_f = 375 \text{ kgm}$$

$$\frac{1}{2} T = 135 \text{ kg.}$$

Dalla relazione già nota:

$$\sigma = \frac{6 \cdot M_f \cdot H}{B (H^3 - V^3)}$$

in cui nel nostro caso abbiamo:

$$H = 80 \text{ cm}$$

$$B = 1,5 \text{ cm.}$$

$$M_f = 375 \text{ kgm} = 37500 \text{ kgcm}$$

$$V = 80 - 3 = 77 \text{ cm.}$$

ricaviamo la sollecitazione unitaria a flessione nei correnti:

$$\sigma = \frac{6 \cdot 37500 \cdot 80}{1,5 (80^3 - 77^3)} = \frac{18.000.000}{1,5 (512.000 - 456.533)}$$

$$\sigma = \frac{18.000.000}{1,5 \cdot 55467} = \frac{18.000}{87} = 207 \text{ kg/cm}^2.$$

Dato il valore relativamente basso della sollecitazione si potrebbe ridurre la sezione dei correnti portandoli ad esempio a 12×12 mm.

I nuovi valori sarebbero:

$$V = 80 - 2,4 = 77,6 \text{ cm.}$$

$$B = 1,2 \text{ cm.}$$

ed il valore della sollecitazione unitaria:

$$\sigma = \frac{18.000.000}{1,2 (512.000 - 467.288)} = \frac{18.000}{1,2 \cdot 44,712} = \frac{1800}{53,6} = 335 \text{ kg/cm}^2.$$

La sollecitazione σ potrebbe essere ancora aumentata ma non conviene ridurre ulteriormente la sezione dei correnti per diverse ragioni d'indole costruttiva, ed anche in considerazione di accidentali carichi localizzati.

La sollecitazione di taglio τ è data dalla relazione:

$$\tau = \frac{1,5 T}{H \cdot \delta}$$

in cui:

$$T = \text{sforzo di taglio} = 135 \text{ kg}$$

$$H = \text{altezza dell'anima} = 80 \text{ cm}$$

$$\delta = \text{spessore dell'anima} = 1,5 \text{ mm.}$$

Sostituendo i valori abbiamo:

$$\tau = \frac{1,5 \cdot 135}{80 \cdot 0,15} = 16,90 \text{ kg/cm}^2$$

la sollecitazione a taglio risulta invece notevolmente bassa.

Possiamo ridurre lo spessore del compensato ad 1 mm, per cui la sollecitazione risulta:

$$\tau = \frac{1,5 \cdot 135}{80 \cdot 0,10} = 25,4 \text{ kg/cm}^2$$

valore sempre molto basso. Occorre tener conto però che, dato il basso spessore, si ha con facilità l'ingobbamento del compensato con notevole riduzione della rigidità della struttura.

È bene perciò non adottare spessori troppo piccoli ed inferiori ad 1 mm (dato che poi non si trovano facilmente in commercio) e ordinate a distanze non superiori a 30-35 cm. per irrigidire ed impedire questo ingobbamento, che avviene più facilmente se il pannello è piano piuttosto che curvo.

Verifichiamo ora le strutture per gli sforzi nel piano orizzontale avendo per ogni trave orizzontale:

$$M_r = 240 \text{ kgm}$$

$$H = L = 48 \text{ cm}$$

$$B = 1,2 \text{ cm.}$$

Abbiamo prima calcolato le fiancate come travi costituite da due solette collegate da un'anima analogamente a quanto si è fatto per il longherone alare.

Però in questi casi in cui le solette — correnti — sono di dimensioni molto piccole rispetto all'altezza H della trave, si può procedere al calcolo in modo molto più semplice e non meno esatto, considerando l'area della sezione del corrente concentrata nel suo baricentro. Dividendo il momento flettente per l'altezza H , fra i baricentri delle sezioni dei correnti (fig 242) otteniamo lo sforzo di trazione o compressione sui correnti stessi, e quindi dividendo questo valore per l'area A della sezione si ha la sollecitazione unitaria.

Nel nostro caso l'altezza fra i baricentri delle sezioni è:

$$H_1 = 46,8 \text{ cm}$$

per cui lo sforzo assiale sui correnti risulta

$$S = \frac{M_r}{H_1} = \frac{24 \cdot 000}{46,8} = 513 \text{ kg.}$$

La sollecitazione unitaria nei correnti è perciò:

$$\sigma = \frac{S}{A} = \frac{513}{1,44} = 356 \text{ kg/cm}^2.$$

in cui:

$$A = 1,2 \times 1,2 = 1,44 \text{ cm}^2. = \text{area sezione corrente.}$$

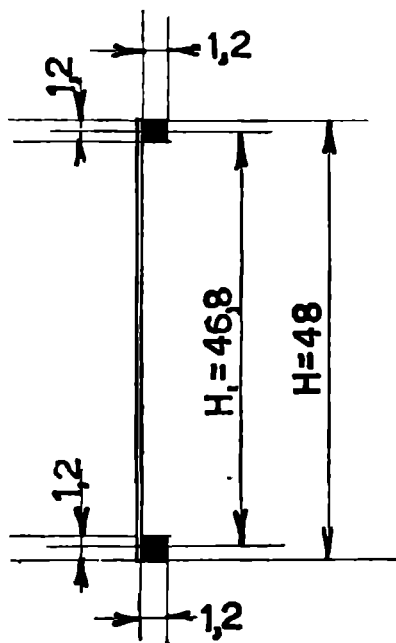


Fig. 242.

Per lo sforzo di taglio si ha:

$$\tau = \frac{1,5 T}{H \cdot \delta} = \frac{1,5 \cdot 135}{48 \cdot 0,1} = 42,2 \text{ kg/cm}^2.$$

Valore sempre basso per compensato di betulla o di faggio. Occorre infine verificare la stabilità della struttura allo sforzo di torsione. Ciò si fa applicando semplicemente la formula di Bredt:

$$\tau = \frac{M_t}{2 A \cdot \delta}$$

in cui:

M_t = momento torcente = 65 kgm = 6500 kgcm

A = area della sezione = $80 \cdot 48 = 3840 \text{ cm}^2$

δ = spessore compensato = 1 mm = 0,1 cm.

la sollecitazione a taglio del rivestimento risulta:

$$\tau = \frac{6500}{2 \cdot 3840 \cdot 0,1} = \frac{6500}{768} = 8,5 \text{ kg/cm}^2.$$

Vediamo qui come la sollecitazione tangenziale unitaria, derivante dalla torsione, sia particolarmente piccola, e pure piccole erano quelle date dal taglio, sia nel piano verticale che in quello orizzontale.

Dobbiamo però notare che essendo i valori del taglio e del momento torcente costanti per tutta la parte posteriore della fusoliera, le sollecitazioni unitarie massime si avranno dove le dimensioni trasversali di esse sono minime, cioè all'estremità in corrispondenza degli impennaggi.

Poniamo che le dimensioni nella sezione minima siano:

$$H = 25 \text{ cm}$$

$$L = 18 \text{ cm}$$

per cui l'area A è

$$A = 25 \cdot 18 = 450 \text{ cm}^2$$

La sollecitazione per torsione è in questo caso:

$$\tau = \frac{M_t}{2 A \cdot \delta} = \frac{6500}{2 \cdot 450 \cdot 0,1} = 72 \text{ kg/cm}^2$$

valore non eccessivo ma neppure eccessivamente basso come nella sezione d'incastro.

Da quanto abbiamo visto nell'esempio se ne deduce che occorrerebbe diminuire lo spessore del compensato dall'estremità verso l'in-

castro della fusoliera con l'ala. Ma poichè lo spessore necessario all'estremità non è in genere superiore a $\div 1,5$ mm., per questi apparecchi, lo spessore si tiene perciò costante.

Riguardo invece alle dimensioni dei correnti longitudinali potrebbe sembrare conveniente ridurre la sezione andando verso l'estremità posteriore della fusoliera poichè il momento flettente diminuisce come si è visto (fig. 238).

Però se consideriamo le dimensioni che vengono ad avere questi correnti si vede che il guadagno in peso è irrisorio, mentre si verrebbe a complicare il lavoro per ottenere la rastremazione. Perciò anche per i correnti si tiene generalmente costante la loro sezione.

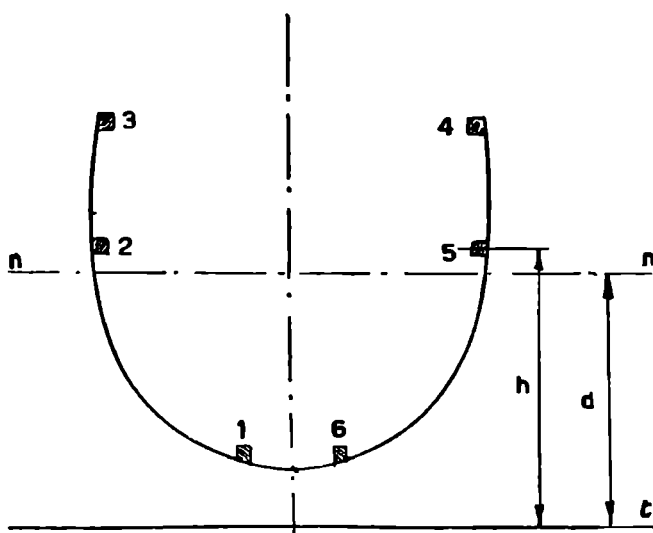


Fig. 243.

Fusoliera a guscio. — Quanto si è visto nell'esempio vale per una fusoliera di forma particolarmente semplice quale è quella quadrata.

Però anche nel caso di sezioni poligonali più complesse ci si può sempre ridurre a considerare una struttura di forma semplice mentre altri elementi possiamo trascurarli nel calcolo come se il loro compito fosse solo quello di dare la forma.

Il reale contributo che essi porteranno alla robustezza complessiva della struttura sarà a tutto vantaggio della sicurezza.

Volendo invece considerare ad esempio il reale contributo di tutti i correnti si può procedere come ora vedremo.

Esempio. — Si verifichi a flessione nel piano verticale la sezione della parte anteriore della fusoliera in corrispondenza dell'abitacolo del pilota con sei correnti di sezione uguale 12×12 mm (Fig. 243).

Il momento flettente a robustezza sia $M_r = 280$ kgm.

Riportiamo per comodità in tabella le distanze h dei correnti da un piano di riferimento preso a piacere, le aree S delle sezioni dei correnti, e i prodotti $S \cdot h$ delle aree per le distanze, cioè i *momenti statici* delle aree rispetto al piano di riferimento.

Dividendo poi la somma $\Sigma S \cdot h$ dei momenti statici delle aree per la somma delle aree si ottiene la distanza d dell'asse neutro dal piano di riferimento. Nota così la posizione dell'asse neutro si hanno le distanze H dei correnti di esso.

In tabella si riportano perciò le H , le H^2 e i prodotti $S \cdot H^2$.

Corr.	S (cm ²)	h (cm)	$S \cdot h$	H (cm)	H^2	$S \cdot H^2$
1	1,5	0,45	0,68	32,15	1030	1545
2	1,5	42,8	64,50	10,20	104	156
3	1,5	55	82,50	22,40	500	750
4	1,5	55	82,50	22,40	500	750
5	1,5	42,8	64,50	10,20	104	156
6	1,5	0,45	0,68	32,15	1030	1545
$\Sigma S = 9, -$		$\Sigma S \cdot h = 294,16$		$\Sigma S \cdot H^2 = J = 4902 \text{ cm}^4$		

$$d = \frac{\Sigma S \cdot h}{\Sigma S} = \frac{294,16}{9} = 32,6 \text{ cm.}$$

Dalla tabella abbiamo ricavato d e in seguito i prodotti $S H^2$ cioè i *momenti d'inerzia* delle sezioni dei correnti rispetto all'asse neutro.

La somma di essi è perciò il momento d'inerzia J della sezione della fusoliera rispetto all'asse neutro:

$$J = \Sigma S H^2 = 4902 \text{ cm}^4.$$

Poichè la sollecitazione unitaria a flessione è:

$$\sigma = \frac{M_f \cdot y}{J}$$

il valore massimo di essa si avrà nei correnti più distanti cioè nel 1° e 6°, e varrà:

$$\sigma = \frac{28000 \cdot 32,15}{4902} = 184 \text{ kg/cm}^2.$$

Si potrebbe ridurre la sezione dei listelli, anche in considerazione del contributo che porta il compensato di rivestimento. Infatti oltre

alla zona direttamente incollata al listello e perciò lavorante con esso, vi è pure una zona intorno al listello che anch'essa collabora a flessione in quanto non risente dell'ingobbamento dato l'irrigidimento che il listello stesso provoca. La detta zona collaborante si considera circa 2-3 volte la larghezza del listello.

Ripetendo i calcoli si potrebbe scendere ad una sezione dei correnti di circa 10×10 mm., rimanendo in valori non elevati della sollecitazione unitaria.

62. Determinazione delle sollecitazioni degli impennaggi di coda.

Per il dimensionamento degli impennaggi di coda si procede in modo analogo a quanto si è fatto per l'ala. I carichi gravanti su di essi, come abbiamo visto per il calcolo della fusoliera, sono secondo le norme R.A.I.:

Impennaggio orizzontale. — Il carico minimo P_c sul complesso stabilizzatore-equilibratore deve essere tale da equilibrare il momento di torsione dell'ala per cui il suo valore minimo a robustezza è:

$$P_c = \frac{0,20 \cdot 2_n \cdot Q \cdot l_m}{a}$$

con il noto significato dei singoli.

Il valore di P_c non dovrà però essere inferiore, a robustezza, a:

- 80 kg/m² per alianti liberatori;
- 120 kg/m² per alianti veleggiatori normali;
- 150 kg/m² per alianti veleggiatori acrobatici.

Come si è avuto modo di constatare, nei normali veleggiatori il carico P_c necessario per equilibrare il momento dell'ala è minore di quello risultante dal carico minimo unitario imposto.

Questo carico P_c va ripartito fra lo stabilizzatore e l'equilibratore in parti proporzionali alle loro aree, con distribuzione rettangolare per lo stabilizzatore e triangolare per l'equilibratore (fig. 244).

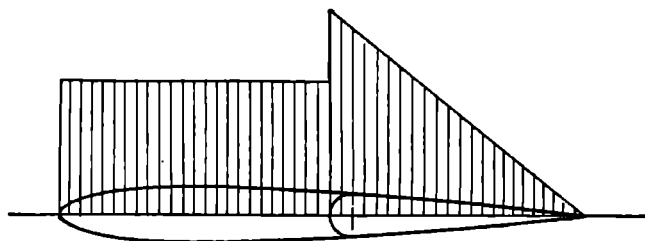


Fig. 244.

In pratica però il longerone, o i longeroni, dello stabilizzatore si dimensionano per il carico totale P_c gravante su tutto l'impennaggio, anche in considerazione della maggior elasticità flessionale dell'equi-

libratore che trasmette perciò il suo carico, attraverso le cerniere, allo stabilizzatore.

L'equilibratore viene invece dimensionato per il carico gravante su di esso, proporzionale alla sua area.

Non crediamo opportuno fare alcun esempio di calcolo poichè il procedimento è del tutto analogo a quanto si fa per l'ala. Dobbiamo solo dire, che essendo i carichi sull'impennaggio uguali sia dal basso verso l'alto che viceversa, i longheroni saranno a solette uguali e non diverse, come si è visto essere conveniente per l'ala.

Impennaggio verticale. — Anche per il piano verticale è fissato il carico minimo unitario, che a robustezza è:

$$P_v = 2_n \cdot \frac{Q}{S} \text{ kg/m}^2$$

e non dovrà essere inferiore, a robustezza, al valore di:

80 kg/m ²	per alianti libratori;
120 kg/m ²	per alianti veleggiatori normali;
150 kg/m ²	per alianti veleggiatori acrobatici.

Esempio. — Per un aliante veleggiatore normale — $2_n = 7$ — con carico alare $Q/S = 16,5 \text{ kg/m}^2$ il carico unitario sull'impennaggio verticale risulta a robustezza:

$$P_v = 7 \cdot 16,5 = 115,5 \text{ kg/m}^2$$

inferiore cioè al minimo imposto di 120 kg/m², che dovremo adottare.

Se però il carico alare fosse ad esempio di 22 kg/m², il carico sull'impennaggio unitario risulterebbe a robustezza:

$$P_v = 7 \cdot 22 = 154 \text{ kg/m}^2.$$

e sarebbe questo il carico da considerare per il dimensionamento del piano verticale.

Riguardo alla distribuzione di questo carico P_v sulla deriva e sul timone di direzione vale quanto detto per l'impennaggio orizzontale, ed in modo analogo si calcolano le strutture.

63. - Calcolo degli attacchi alari

I vari elementi costituenti il complesso di una struttura di un velivolo vengono uniti fra loro mediante collegamenti metallici.

Fra i più importanti di questi abbiamo per gli alianti gli attacchi alari. Nella generalità dei velivoli con ala a sbalzo le semiali si uniscono fra loro con piastre d'acciaio imbullonate ai longheroni dell'ala e colle-

gate fra loro mediante spinotti, che possono essere cilindrici o conici. L'ala viene poi collegata alla fusoliera, mediante piccoli spinotti, con delle orecchiette ricavate nelle piastre inferiori.

In uno schema d'attacco siffatto lo sforzo massimo di flessione viene tenuto dalle piastre e dagli spinotti principali, mentre il peso della fusoliera, appesa all'ala, viene tenuto dalle orecchiette con spinotti secondari (fig. 245).

Diciamo subito, e poi lo vedremo col calcolo, che gli sforzi sugli spinotti d'unione delle semiali risultano notevolmente superiori a quelli di collegamento con la fusoliera.

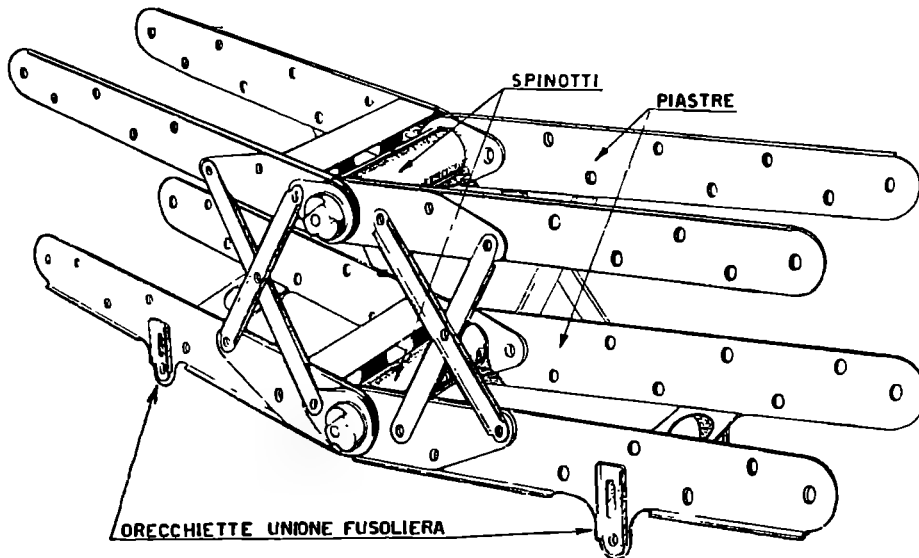


Fig. 245.

Esempio. — Procediamo, con un esempio numerico, al calcolo degli attacchi delle ali.

Supponiamo che essi siano composti di 4 piastre per semiala, due sulla soletta superiore e due su quella inferiore. La distanza fra i fori degli spinotti sia di 20 cm, ed il momento flettente dell'ala in corrispondenza di essi sia di 2500 kgm a robustezza.

Spinotto — Occhio delle piastre. — Il carico gravante su ogni spinotto risulta perciò dato dallo sforzo assiale sulle solette in corrispondenza del baricentro della chiodatura in asse con lo spinotto stesso.

Detto sforzo vale:

$$S = \frac{M_f}{h} = \frac{2500}{0,20} = 12.500 \text{ kg}$$

dove:

M_f = momento flettente in corrispondenza degli spinotti;
 h = distanza fra i centri degli spinotti.

Supponendo che gli spinotti in questione siano cilindrici, calcoliamone il diametro necessario.

La sollecitazione a taglio, considerando che le sezioni resistenti sono due, una per ogni piastra, risulta:

$$\tau = \frac{S}{2 A} = \frac{S}{2 \cdot \frac{\pi d^2}{4}}$$

in cui:

S = sforzo tagliente totale sullo spinotto;

A = area dello spinotto di diametro $d = \frac{\pi d^2}{4}$.

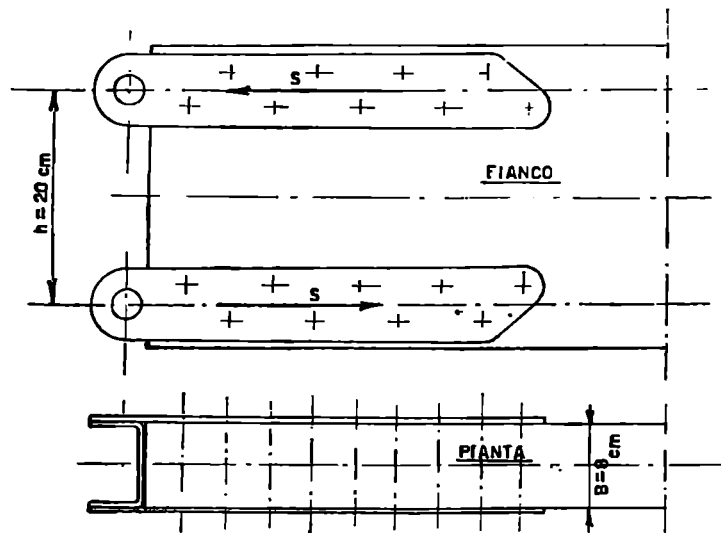


Fig. 246.

Posta una sollecitazione ammissibile a rottura del materiale adottato:

$$R = 50 \text{ kg/mm}^2$$

risolvendo la relazione vista rispetto a d si ha:

$$d = \sqrt{\frac{S}{\frac{\pi \tau}{2}}} = \sqrt{\frac{12500}{\frac{3,14 \cdot 50}{2}}} = \sqrt{\frac{12500}{79}} = \sqrt{158} = 12,6 \text{ mm.}$$

Ammessò, per il momento, questo valore come quello effettivo dello spinotto, determiniamo ora lo spessore delle piastre di attacco.

La sezione più sollecitata è quella in corrispondenza del foro cioè dell'occhio. Posta una altezza della piastra di 50 mm., e lo spessore

incognito s , la sollecitazione σ a trazione nelle sezioni $A-A$ è data da:

$$\sigma = \frac{S}{A} = \frac{12500}{2(50 - 12,6) \cdot s}$$

e posto per il materiale delle piastre

$$\sigma = 40 \text{ kg/mm}^2$$

si ha lo spessore:

$$s = \frac{12500}{2 \cdot (50 - 12,6) \cdot 40} = \frac{12500}{3700} = 4,16 \text{ mm.}$$

Calcoliamo ora qual è la *pressione specifica* (cioè la pressione unitaria) agente sullo spinotto e sull'occhio della piastra.

La proiezione diametrale della superficie d'appoggio dello spinotto è:

$$A = 12,6 \cdot 4,16 = 52,5 \text{ mm}^2$$

ed il carico gravante su ogni piastra

$$\frac{12500}{2} = 6250 \text{ kg}$$

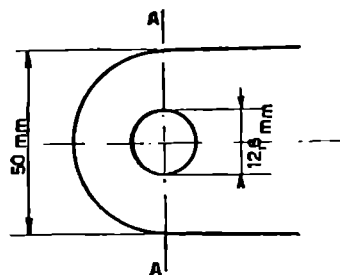


Fig. 247.

per cui la pressione specifica risulta:

$$p = \frac{6250}{52,5} = 119 \text{ kg/mm}^2$$

valore eccessivamente elevato, poichè per elementi mobili quali sono gli spinotti, non bisogna superare, per un acciaio normale al carbonio, una pressione specifica di $25 \div 30 \text{ kg/mm}^2$ per non incorrere in ovalizzazione del foro o in rigatura dello spinotto.

Occorrerà allora, nel nostro caso, aumentare la superficie dell'occhio sia con l'aumentare lo spessore della piastra in corrispondenza del foro, sia aumentando il diametro dello spinotto stesso.

Portiamo il diametro di esso $D = 24 \text{ mm}$, e per non aumentare troppo il suo peso, lo faremo cavo con un diametro interno $d = 16 \text{ mm}$. La sua sezione resistente è ora:

$$A = \frac{\pi}{4} (D^2 - d^2) = \frac{3,14}{4} (24^2 - 16^2) = 250 \text{ mm}^2$$

e la sollecitazione unitaria a taglio risulta:

$$\tau = \frac{6250}{250} = 25 \text{ kg/mm}^2.$$

Aumentando lo spessore della piastra a 7 mm. l'area d'appoggio risulta:

$$A = 24 \cdot 7 = 170 \text{ mm}^2$$

e la pressione specifica

$$p = \frac{6250}{170} = 36,5 \text{ kg/mm}^2$$

ha ancora un valore elevato.

Per aumentare l'area d'appoggio senza elevare ulteriormente lo spessore di tutta la piastra, riportiamo sull'occhio mediante saldatura una rondella di 5 mm di spessore. Abbiamo così:

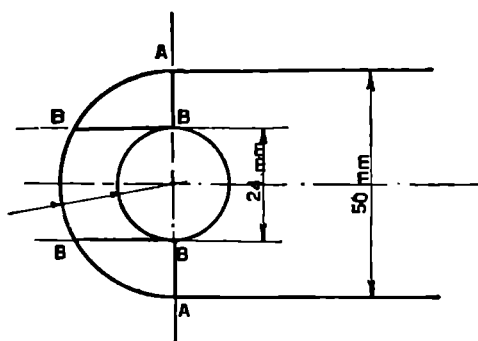


Fig. 248.

$$A = (7 + 5) \cdot 24 = 288 \text{ mm}^2$$

e la pressione specifica

$$p = \frac{6250}{288} = 21,6 \text{ kg/mm}^2$$

ha ora un valore accettabile.

Verifichiamo di nuovo, in base allo spessore di 7 mm. della piastra, l'occhio nella sezione A-A a trazione senza considerare il contributo della rondella. La verifica al taglio nelle sezioni B-B è superflua poichè in questo caso l'area resistente a taglio è maggiore di quella resistente a trazione.

L'area resistente della sezione A-A risulta:

$$A = (50 - 24) \cdot 7 = 182 \text{ mm}^2$$

e la sollecitazione σ a trazione diviene, essendo 6250 kg. il carico gravante su ogni piastra:

$$\sigma = \frac{6250}{182} = 34,4 \text{ kg/mm}^2$$

valore accettabile.

Bulloni di collegamento al longherone. — Le coppie di piastre sono collegate al longherone alare con bulloni passanti che le pressano fortemente contro il legno. Questi sono perciò sollecitati contemporaneamente a trazione lungo il loro asse ed a taglio per lo sforzo assiale sulle piastre. In pratica però si trascura il carico assiale sui bulloni, essendo sempre di piccola entità, ed inoltre non si tiene conto del contributo dato dall'attrito fra piastre e legno che fa diminuire lo sforzo totale che i bulloni devono sopportare a taglio.

Supponiamo allora di porre, per il collegamento, 8 bulloni per ogni coppia di piastre e calcoliamone il diametro necessario.

Ognuno di essi deve perciò sopportare un carico di:

$$Q = \frac{12500}{8} = 1560 \text{ kg}$$

e poichè le sezioni di taglio di ognuno di essi sono due, ponendo una sollecitazione unitaria a taglio di 40 kg/mm^2 il diametro di essi risulta:

$$d = \sqrt{\frac{Q}{\frac{\pi \tau}{2}}} = \sqrt{\frac{1560}{\frac{3,14 \cdot 40}{2}}} = \sqrt{\frac{1560}{62,8}} = \sqrt{24,8} \sim 5 \text{ mm.}$$

Il bullone lavora nel legno per una lunghezza di 80 mm la superficie di appoggio è pertanto:

$$A = 80 \cdot 5 = 400 \text{ mm}^2 = 4 \text{ cm}^2$$

e la pressione specifica sul legno è perciò:

$$p = \frac{1560}{4} = 390 \text{ kg/cm}^2$$

valore inammissibile per abete o spruce di cui sono fatte generalmente le solette del longherone. Il valore massimo da non superare in questi materiali è di circa 200 kg/cm^2 .

Ricaviamo allora dalla precedente relazione la superficie necessaria di appoggio, fissando in 200 kg/cm^2 la pressione specifica:

$$A = \frac{1560}{200} = 7,8 \text{ cm}^2 = 780 \text{ mm}^2$$

per cui il diametro dei bulloni dovrà essere:

$$d = \frac{780}{80} = 9,7 \text{ mm.}$$

Adotteremo perciò 8 bulloni di diametro 10 mm.

Dimensioni piastre. — Definiamo in fine le dimensioni e gli spessori delle piastre. La distanza fra i bulloni nei collegamenti con parti in legno si tiene di regola uguale a $4 \div 6$ volte il diametro di essi, e si sfalsano in altezza.

Teniamo una distanza orizzontale di 40 mm fra i bulloni ed una distanza di 50 mm del primo dall'asse dello spinotto per avere un margine sufficiente di materiale del longherone dato che questo termina

prima del foro dello spinotto. La lunghezza della piastra risulta in totale di 370 mm ammesso un raggio di 15 mm all'estremità (fig. 249).

Abbiamo prima determinato lo spessore di essa in corrispondenza dell'occhio dove la sollecitazione è massima. Consideriamo ora lo sforzo in altre 3 sezioni: *C-C*, *D-D* e *E-E*.

Il carico in dette sezioni per ogni piastra è la metà di quello gravante sui bulloni all'esterno di esse (ammesso che il carico sui bulloni sia uguale per tutti, il che in realtà non è del tutto vero).

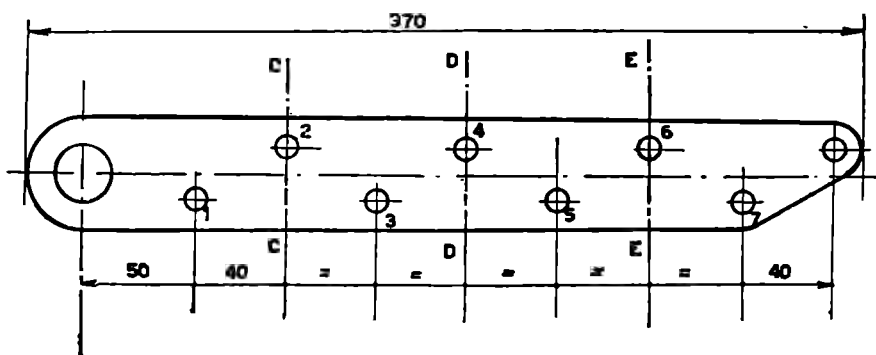


Fig. 249.

Nella sezione *E-E* detto carico è quindi:

$$Q = \frac{3 \cdot 1560}{2} = 2340 \text{ kg}$$

nella *D-D* vale

$$Q = \frac{5 \cdot 1560}{2} = 3900 \text{ kg}$$

ed in *C-C* è:

$$Q = \frac{7 \cdot 1560}{2} = 5460 \text{ kg}$$

Considerando che l'altezza della piastra sia di 50 mm costante per tutta la sua lunghezza, ricaviamo gli spessori nelle sezioni considerate (avendo precedentemente fissata una sollecitazione di 40 kg/mm² per il materiale impiegato)

Sezione *E-E*:

$$s = \frac{2340}{(50 - 10) \cdot 40} = \frac{2340}{1600} = 1,45 \text{ mm}$$

Sezione *D-D*:

$$s = \frac{3900}{(50 - 10) \cdot 40} = \frac{3900}{1600} = 2,45 \text{ mm}$$

Sezione C-C:

$$s = \frac{5460}{(50 - 10) \cdot 40} = \frac{5460}{1600} = 3,40 \text{ mm.}$$

Nella costruzione di alianti questi elementi metallici sono quasi sempre realizzati, per semplicità ed economia, in lamiera d'acciaio saldata, eliminando al massimo il lavoro alle macchine utensili (specialmente di fresatura).

Nel nostro caso quindi potremo costruire le piastre in più elementi sovrapposti e saldati fra loro: il primo completo di spessore 2 mm., il secondo fino al bullone 5 anch'esso di 2 mm, ed il terzo fino al bullone 2, di 3 mm di spessore come si vede nella figura.

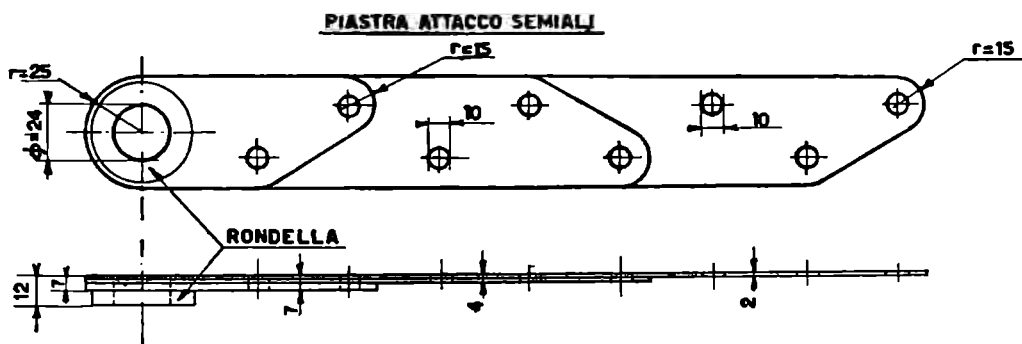


Fig. 250.

Per quanto riguarda la pressione specifica sui bulloni la verifichiamo dove lo spessore è minore, cioè 2 mm.

L'area di appoggio del bullone su ogni piastra è:

$$A = 10 \cdot 2 = 20 \text{ mm}^2$$

ed essendo il carico

$$Q = \frac{1560}{2} = 780 \text{ kg}$$

la pressione specifica è perciò:

$$P = \frac{780}{20} = 39 \text{ kg/mm}^2$$

valore ammissibile per elementi fissi quali sono i bulloni di collegamento in questo caso, in considerazione anche del contributo dato dall'attrito fra piastre e legno che diminuisce in realtà il carico su di essi.

Orecchiette di collegamento ala-fusoliera. — Come abbiamo detto l'ala è collegata alla fusoliera tramite delle orecchiette ricavate sulle piastre inferiori.

Il carico gravante su di esse, per ogni semiala, è dato dal taglio massimo della semiala nella prima ipotesi (portanza massima). Supponiamo che il taglio massimo a robustezza per semiala sia:

$$T = 825 \text{ kg}$$

e che il centro geometrico della semiala disti dalla mezzeria di 3,05 m. Poniamo poi che le due coppie di orecchiette delle due semiali distino fra loro di 46 cm (fig. 251).

Per un carico simmetrico sulle ali si avrà ovviamente un carico su ognuna delle due coppie di orecchiette uguale a quello della semiala di 825 kg, cioè

$$q = \frac{825}{2} = 412,5 \text{ kg}$$

per orecchietta.

Ma un carico ben maggiore si verifica quando si ha una sollecitazione non simmetrica. Le norme del R.A.I. prescrivono, nella condizione

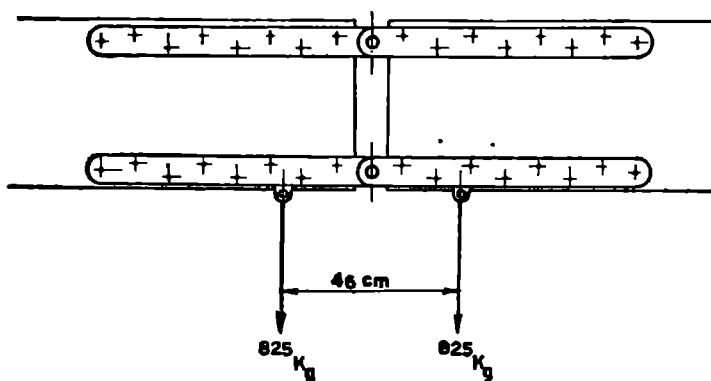


Fig. 251.

più gravosa, una disimmetria di carico del 70% di una semiala rispetto all'altra.

Schematizzando possiamo considerare l'ala come una trave unica appoggiata su due punti, gli attacchi in questione, e caricata agli estremi (corrispondenti ai centri geometrici delle semiali) con due carichi diversi: uno di 825 kg, e l'altro di:

$$825 \cdot 0,7 = 578 \text{ kg.}$$

Dallo schema (fig. 252), ricaviamo, con semplice calcolo, che la trazione massima si eleva a 2344 kg, e per questo carico dovremo dimensionare i nostri attacchi con la fusoliera.

Poniamo per lo spinotto un diametro

$$d = 10 \text{ mm.}$$

a cui corrisponde un'area della sezione:

$$A = \frac{\pi d^2}{4} = \frac{3,14 \cdot 100}{4} = 78,5 \text{ mm}^2$$

ed essendo due le sezioni di taglio, la sollecitazione unitaria è perciò:

$$\tau = \frac{2344}{2 \cdot 78,5} = 15 \text{ kg/mm}^2.$$

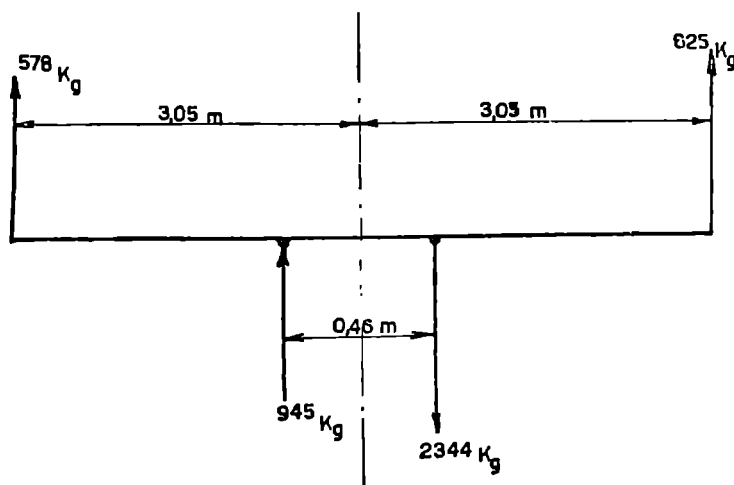


Fig. 252.

Poniamo per l'orecchietta una larghezza di 25 mm, ed uno spessore di 3 mm.

La sezione A-A resistente a trazione è per ogni orecchietta:

$$A = (25 - 10) \cdot 3 = 45 \text{ mm}^2$$

e la sollecitazione diventa:

$$\sigma = \frac{2344}{2 \cdot 45} = 26 \text{ kg/mm}^2.$$

Calcoliamo la pressione specifica sullo spinotto. L'area di appoggio risulta:

$$10 \cdot 3 = 30 \text{ mm}^2$$

quindi la pressione specifica

$$p = \frac{2344}{2 \cdot 30} = 39 \text{ kg/mm}^2.$$

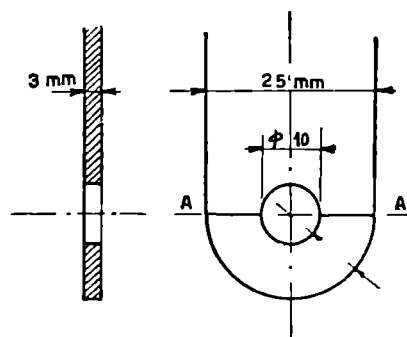


Fig. 253.

Per diminuire tale valore occorrerà anche in questo caso riportare una rondella di 3 mm di spessore. L'area di appoggio è ora di 60 mm²

e la pressione specifica scende a:

$$p = \frac{2344}{2 \cdot 60} = 18 \text{ kg/mm}^2.$$

Con questo esempio di calcolo dell'attacco delle ali si è visto in modo semplice come si procede nel dimensionamento di un collegamento metallico.

Ricapitolando ricordiamo che occorre verificare:

- la sollecitazione a trazione σ nelle varie sezioni più critiche dell'attacco;
- la sollecitazione τ a taglio dell'occhio, degli spinotti e dei bulloni;
- la pressione specifica sugli spinotti, sui bulloni, con le piastre;
- la pressione specifica dei bulloni sul legno.

64. - Calcolo dei comandi e delle relative trasmissioni.

Barra di comando. — Secondo le norme i carichi sollecitanti la barra di comando sono:

nel piano longitudinale (comando equilibratore):

100 kg a robustezza nei due sensi

nel piano trasversale (comando alettoni):

50 kg a robustezza nei due sensi.

Tali sforzi sono limitati agli organi che precedono gli opportuni arresti di fine corsa, mentre il resto della trasmissione viene calcolato in base agli sforzi generati dai carichi sulle superfici di manovra (alettoni, equilibratore).

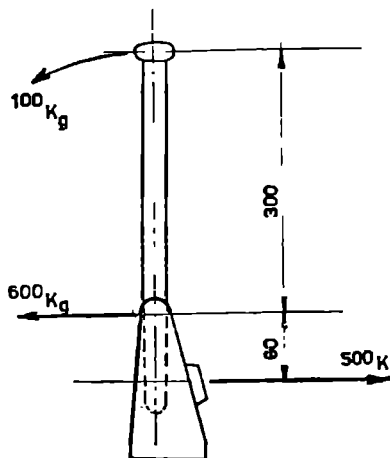


Fig. 254.

Esempio. — Supponiamo che la barra di comando abbia le dimensioni riportate nella figura a fianco.

Con semplice calcolo si ricava lo sforzo sul perno della barra in 600 kg e sugli arresti di fine corsa in 500 kg. Un bullone di 6 mm di diametro è sufficiente per il perno della barra. La sezione resistente è infatti:

$$A = \frac{\pi d^2}{4} = \frac{3,14 \cdot 36}{4} = 28,4 \text{ mm}^2$$

ed essendo due le sezioni resistenti al

taglio, la sollecitazione unitaria risulta:

$$\bar{\tau} = \frac{600}{2 \cdot 28,4} = 10,5 \text{ kg/mm}^2.$$

Il supporto della barra abbia uno spessore di 1,5 mm. L'area di appoggio dello spinotto è quindi:

$$A = 6 \cdot 2 \cdot 1,5 = 18 \text{ mm}^2$$

e la pressione specifica risulta:

$$p = \frac{600}{18} = 33,2 \text{ kg/mm}^2$$

valore troppo elevato. Portiamo il diametro dello spinotto a 8 mm e lo spessore del supporto a 2 mm.

Si ha così ora:

$$A = 8 \cdot 2 \cdot 2 = 32 \text{ mm}^2$$

e la pressione specifica

$$p = \frac{600}{32} = 18,8 \text{ kg/mm}^2$$

ha un valore accettabile.

La reazione sugli arresti di fine corsa è di 500 kg. Ammesso che le piastrine abbiano uno spessore di 1 mm ed una larghezza di 20 mm, la sezione resistente a trazione è

$$1 \cdot 20 \cdot 2 = 40 \text{ mm}^2$$

e la sollecitazione

$$\sigma = \frac{500}{40} = 12,5 \text{ kg/mm}^2.$$

Trasmissione alettoni. — Il carico unitario sugli alettoni è, a robustezza secondo le borme

$$0,6 \cdot 2 n \cdot \frac{Q}{S} \text{ kg/m}^2$$

e non mai inferiore, a robustezza, a:

- 60 kg/m² per alianti liberatori
- 80 kg/m² per alianti veleggiatori cat. normale
- 100 kg/m² per alianti veleggiatori cat. acrobatica.

Esempio. — Poniamo il caso che si tratti di un veleggiatore categoria normale, con un carico alare di 18 kg/m². Il carico unitario a ro-

bustezza sull'alettone è:

$$0,6 \cdot 7 \cdot 18 = 76 \text{ kg/m}^2$$

inferiore al minimo imposto di 80 kg/m^2 , valore quest'ultimo che consideriamo per il calcolo.

Supponiamo che l'alettone abbia le dimensioni qui riportate (fi-

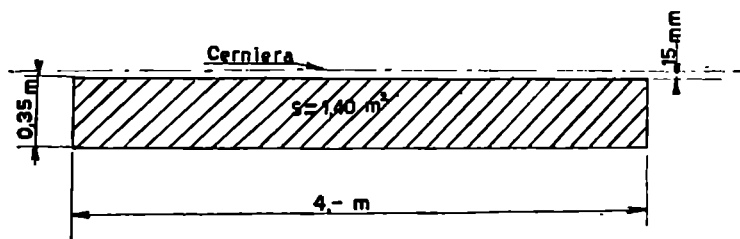


Fig. 255.

gura 255) per cui la superficie risulta di $1,40 \text{ m}^2$. Il carico su di esso gravante è perciò

$$80 \cdot 1,40 = 112 \text{ kg.}$$

Poichè la distribuzione lungo la corda di esso è triangolare il baricentro del carico è ad $1/3$ della corda cioè ad una distanza

$$\frac{35}{3} = 11,6 \text{ cm}$$

con una distanza dalla cerniera di cm. $11,6 + 1,5 = 13,1 \text{ cm}$.

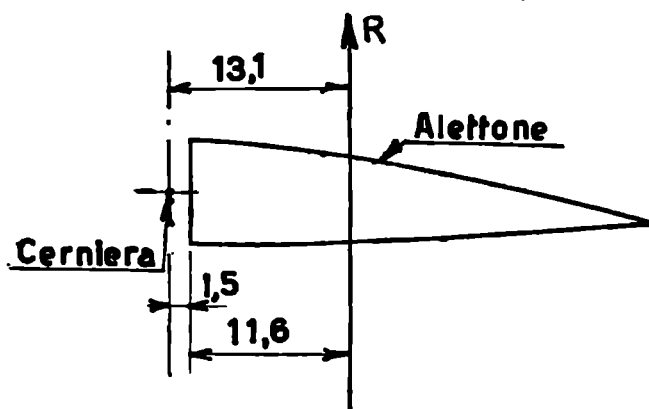


Fig. 256.

Il momento di cerniera è perciò

$$M = 112 \cdot 13,1 = 1450 \text{ kgcm.}$$

Amnesso un raggio delle leve dell'alettone di 12 cm lo sforzo sui

cavi di trasmissione (o sull'asta se il comando è rigido) è

$$S = \frac{1450}{12} = 121 \text{ kg.}$$

I cavi da 3 mm che vengono usati generalmente nelle trasmissioni in questi velivoli sono ampiamente sufficienti per sopportare tali carichi.

Trasmissioni rigide. — Carico di punta. — Nel caso invece che la trasmissione sia rigida con tubi di duralluminio, poichè questi lavorano anche a compressione, vanno verificati al *carico di punta*, cioè al *carico critico* P_{crit} di compressione che un solido ad asse rettilineo a sezione costante può sopportare senza cedere flessionalmente.

Questa verifica al carico di punta si rende necessaria quando il solido caricato a compressione ha un *coefficiente di snellezza* molto elevato. Detto coefficiente è il rapporto fra la lunghezza L di libera flessione del solido ed il *raggio d'inerzia* ϱ della sezione normale:

$$\frac{L}{\varrho} = \text{coefficiente di snellezza}$$

in cui il raggio d'inerzia ϱ è dato da:

$$\varrho = \sqrt{\frac{J}{A}}$$

essendo:

J = momento d'inerzia della sezione resistente

A = area della sezione resistente.

Per il calcolo di aste tubolari caricate di punta in cui il coefficiente di snellezza sia superiore a $80 \div 100$ — puntoni lunghi — si applica la nota formula di Eulero:

$$P_{crit} = \frac{K \cdot \pi^2 E \cdot J}{L^2} \quad (45)$$

mentre per aste con coefficiente di snellezza inferiore a 80 — puntoni corti — si applica la formula di Johnson:

$$P_{crit} = C - \frac{C^2 A^2}{L \cdot K \cdot \pi^2 \cdot E \cdot J}$$

in cui:

E = modulo elasticità del materiale

J = momento d'inerzia della sezione

L = lunghezza di libera flessione

C = carico di snervamento del materiale

K = coefficiente dipendente dai vincoli delle estremità.

Per estremità incernierate $K = 1$.

Per estremità incastrate $K = 2$.

Esempio. — Consideriamo che l'asta di trasmissione dell'alettone del calcolo precedente sia un tubo di duralluminio di diametro 20 mm. esterno e spessore 1 mm, e la lunghezza di libera flessione sia 3 metri.

Il momento d'inerzia della sezione resistente risulta (essendo il diametro $D = 20$ mm e quello interno $d = 18$ mm):

$$J = \frac{\pi}{64} (D^4 - d^4) = 0,05 (20^4 - 18^4)$$

$$J = 0,05 (160.000 - 105.000) = 2750 \text{ mm}^4$$

ed essendo la sezione resistente A :

$$A = \frac{\pi}{4} (D^2 - d^2) = \frac{\pi}{4} (20^2 - 18^2) = 0,785 \cdot (400 - 324) = 59,5 \text{ mm}^2$$

il raggio d'inerzia risulta:

$$\varrho = \sqrt{\frac{J}{A}} = \sqrt{\frac{2750}{59,5}} = \sim 6,8 \text{ mm.}$$

Il coefficiente di snellezza risulta:

$$\frac{L}{\varrho} = \frac{3000}{6,8} = 440$$

Siamo perciò senz'altro nel campo di applicabilità della formula di Eulero. Nel nostro caso poniamo:

$$E = 6800 \text{ kg/cm}^2$$

$$K = 1$$

$$L = 3000 \text{ mm}$$

$$J = 2750 \text{ mm}^4.$$

Avremo perciò:

$$P_{crit} = \frac{K \pi^2 E J}{L^2} = \frac{\pi^2 \cdot 6800 \cdot 2750}{3000^2}$$

$$P_{crit} = \frac{9,85 \cdot 6800 \cdot 2750}{9.000.000} = \frac{184.000.000}{9.000.000} = \sim 20,5 \text{ kg.}$$

Il carico sopportabile dall'asta è perciò notevolmente inferiore al carico gravante su di essa che è di 121 kg.

Per aumentare la resistenza senza aumentare le dimensioni dell'asta, riduciamo la lunghezza di libera flessione L ponendo 2 rompitratta ad ugual distanza fra loro. In questo modo la lunghezza di libera flessione è ora $L = 1 \text{ m} = 1000 \text{ mm}$.

Il coefficiente di snellezza risulta:

$$\frac{L}{e} = \frac{1000}{6,8} = 147$$

ed applicheremo quindi ancora la formula di Eulero:

$$P_{crit} = \frac{9,85 \cdot 6800 \cdot 2750}{1.000.000} = \frac{184.000.000}{1.000.000} = 184 \text{ kg.}$$

Valore ora rettamente superiore a quello che lo sollecita.

Al carico di punta in modo analogo si calcolano i montanti delle ali sollecitati a compressione nella condizione di atterraggio brusco.

A P P E N D I C E

Caratteristiche dei materiali più comunemente impiegati nella costruzione di alianti.

Legnami. — Come si è già avuto occasione di accennare, la maggior parte delle strutture degli alianti è in legno.

I legnami per queste costruzioni si possono considerare di due categorie:

- essenze dolci: pioppo, abete, spruce, oregon;
- essenze forti: betulla, faggio, frassino, noce.

I legnami dolci sono quelli che si impiegano allo stato naturale per la quasi totalità delle strutture. Abete, spruce, oregon, sono generalmente impiegati per elementi molto sollecitati a flessione e a compressione, come solette di longheroni, correnti di fusoliera ecc., mentre il pioppo si usa più che altro per la costruzione di centine, ordinate e riempimenti.

Le essenze forti allo stato naturale sono poco adoperate nella costruzione di alianti, ed il loro impiego si limita al rinforzo di parti dove si hanno forti sollecitazioni locali, come ad esempio nell'attacco di parti metalliche a causa delle imbullonature, ecc. Occorre anche ricordare che i legni duri sono più difficoltosi da incollare perchè richiedono spesso colle particolari ed elevate pressioni.

Riportiamo nella seguente tabella alcuni dati caratteristici dei suddetti legnami per aviazione (umidità 15 %).

Qualità essenza	Peso specifico (kg/dm ³)	Modulo elasticità (kg/cm ²)	Carico di rottura a flessione (kg/cm ²)	Carico di rottura a compressione (kg/cm ²)	Carico di rottura a taglio (kg/cm ²)
Pioppo	0,35	—	600	250	—
Abete	0,43	90.000	750	400	50
Spruce	0,40	100.000	750	400	53
Oregon	0,50	124.000	850	490	57
Frassino	0,65	105.000	1030	450	95
Faggio	0,68	105.000	1000	450	90
Noce	0,58	108.000	1000	520	70

Legno compensato. — È questo un materiale che riveste particolare importanza nella costruzione degli alianti come pure di qualsiasi aeroplano in legno. Il suo impiego principale è per il rivestimento resistente delle ali, e della fusoliera, ed anche per la costruzione di elementi di unione per centine, ordinate, ecc.

Le essenze generalmente adoperate per i compensati sono il betulla, il faggio ed il pioppo.

Il numero degli strati è di regola 3 per spessori fino a $2 \div 2,5$ mm, di 5 ed oltre per spessori superiori. In ogni caso lo spessore degli strati non deve mai essere superiore ad 1 mm.

La direzione delle fibre di uno strato, nei compensati comunemente usati, è perpendicolarmente a quella delle fibre degli strati adiacenti.

Gli spessori dei compensati per aviazione in commercio interessanti queste costruzioni sono: $0,8 \div 1 \div 1,5 \div 2 \div 2,5$ mm. Il peso di un rivestimento in compensato per m^2 e per mm di spessore è di circa 800 gr greggio, e di 1 kg finito di verniciatura.

Il compensato pronto per l'impiego deve avere un grado di umidità compreso fra il 7 e 12%.

Caratteristiche dei legni compensati

Qualità essenza	Peso specifico (kg/dm^3)	Resistenza a rottura a trazione (kg/cm^2)		Resistenza a rottura a taglio (kg/cm^2)
		Parallelamen- te alle fibre	Perpendicolar- mente alle fibre	
Betulla . .	0,67	700	450	120-180
Faggio . .	0,67	680	450	120-160
Pioppo . .	0,50	450	300	70-120

A seconda
della distan-
za dei dia-
frammi

Materiali metallici. — La costruzione di parti metalliche negli alianti incide sempre notevolmente sul costo di produzione. Inoltre, data la costruzione prettamente artigiana di questi velivoli, occorre semplificare al massimo la lavorazione degli elementi metallici, limitandosi ad operazioni di tornitura, foratura e saldatura, escludendo perciò quasi sempre la fresatura ed altre lavorazioni complesse.

I materiali impiegati per la costruzione delle parti metalliche sono quasi esclusivamente l'acciaio ed il duralluminio.

Acciaio. — Per ragioni di economicità e per la necessità di saldatura, per tubi e lamiera si dovranno adottare acciai dolci a basso tenore di carbonio, mentre per spinotti e bulloni si potranno adottare

acciai a più alto tenore di carbonio. Acciai speciali dato il loro elevato costo non vengono impiegati, salvo casi eccezionali, nella costruzione artigianale di alianti.

Riportiamo nelle tabelle seguenti i dati caratteristici per lamiere, tubi, e barre d'acciaio al carbonio.

Caratteristiche di lamiere d'acciaio al carbonio

Qualità	Percentuale carbonio C %	Allungamento percentuale A %	Modulo d'elasticità (kg/mm ²)	Carico rottura (kg/mm ²)	Note
Extra dolce	0,05 ÷ 0,15	26	20.500	35 ÷ 40	Saldabile
Dolce . .	0,15 ÷ 0,25	20	—	45 ÷ 50	Saldabile
Semiduro .	0,25 ÷ 0,40	16	—	50 ÷ 65	Non saldabile

Caratteristiche di tubi e barre d'acciaio al carbonio

Qualità	Percentuale carbonio C %	Allungamento percentuale A %	Carico rottura (kg/mm ²)	Note
Dolce	0,15 ÷ 0,25	10	50	Saldabile
Duro	0,25 ÷ 0,40	8	60	Non saldabile

Duralluminio. — Delle leghe leggere il duralluminio è l'unico materiale impiegato su larga scala sotto forma di lamiere, tubi ed elementi particolari come carrucole, mozzi per ruote, ecc.

Il duralluminio in genere viene posto in commercio allo stato *normale* cioè *normalizzato e temprato*.

Nella tabella qui riportata sono date le caratteristiche meccaniche del duralluminio correntemente usato.

Caratteristiche	Laminato	In getti	Forgiato
Peso specifico (kg/dm ³)	2,8	2,8	2,8
Carico di rottura (kg/mm ²) . . .	38 ÷ 45	17 ÷ 21	38 ÷ 44
Resistenza a taglio (kg/mm ²) . .	25	—	—
Modulo d'elasticità normale <i>E</i> (kg/mm ²)	6800 ÷ 7400	6800 ÷ 7400	6800 ÷ 7400
Allungamento <i>A</i> %	17 ÷ 22	2 ÷ 3	15 ÷ 20

Colla alla caseina. — Le unioni fra elementi in legno si fanno quasi esclusivamente con *colla a freddo alla caseina*.

Tale colla ha il vantaggio sulle altre di essere impiegata a freddo e di divenire essiccata praticamente insolubile, potendo cioè resistere molto bene all'umidità.

Una incollatura ben eseguita con colla alla caseina tiene a scorrimento circa 100-120 kg/cm². In pratica la superficie d'incollaggio si dimensiona in modo da non far lavorare la colla a più di 25 ÷ 30 kg/cm² dato che lo sforzo non è sempre nel piano dell'incollatura.

BIBLIOGRAFIA

Auto-Moto-Avio. Annate 1937-39.

BASSI S.: *Lezioni di Aerotecnica e di Costruzioni Aeronautiche*. Tamburini, Milano.

CROCCO G. A.: *Elementi di Aviazione*. P. Cremonese, Roma.

COSTANZI G. C.: *Elementi di Aerodinamica e dinamica del Volo*. Aeronautica, Roma.

C. V. V. *Politecnico di Milano. Annuario 1936-39.*

Flugsport. Annate 1936-39.

Flugzeug Typenbuch, 1939. Herm. Beyer, Lipsia.

Handbook of Aeronautics, 1934. J. Pitman e Sons, Londra.

MORI A.: *Manuale di Tecnica Aeronautica*. Aeronautica, Roma.

N. A. C. A. - *Technical Report*. Numeri vari.

PRETI E.: *Note sul progetto e la costruzione di Alianti*. C. V. V., Milano.

Registro Aeronautico Italiano: *Norme per il collaudo statico dei velivoli*.

RIBALDONE M.: *Lezioni di Aeronautica*. V. Giorgio, Torino.

ROVESTI P.: *Il Volo veleggiato ed il suo regno*. R.U.N.A., Varese.

INDICE ALFABETICO

A

Abitacolo del pilota, 222.
Accoppiamento ala-fusoliera, 225.
Ala a profilo costante, 244.
— — — vario, 133, 245.
— controventata, 281.
— rastremata a sbalzo, 230, 272, 280.
— rettangolare, 230, 273.
Alettoni, 139, 150, 232, 339.
Allungamento alare, 129, 213.
Analisi dei pesi parziali, 217.
Angolo di barra, 146.
— di incidenza, 116.
— di induzione, 111.
— di planata, 156.
— di seduta, 225.
Anima del longherone, 12, 305.
Asse neutro, 296, 300, 326.
Assetto di equilibrio, 128, 142, 144.
Avviamento fusoliera, 251.

B

Baricentro velivolo, 218, 220.
Barra di comando, 235.
Bredt (formula di), 307, 324.

C

Calcolo degli attacchi alari, 328.
— dei comandi e delle trasmissioni, 338.
Calettamento del piano orizzontale, 141, 143.
Caratteristiche costruttive dei veleggiatori,
11.
— aerodinamiche, 2.
Carico di contingenza, 263.
— di punta, 341.
— di robustezza, 264.
— di rottura, 264.
Centine alari, 14.
Centramento, 142.
Centro di deriva, 148.
— di pressione, 116.
Cilindro rotante, 111.
Coefficiente di contingenza, 263.
— di momento, 120.
— di portanza, 115.
— di resistenza, 115.
— di sicurezza, 264.

Coefficienti addizionali, 137.

— di riduzione, 134.

Collaudo statico, 264.

Comando delle superfici di manovra, 234.

— differenziale degli alettoni, 152, 259, 260.

Compensazione aerodinamica, 147.

Corda di riferimento, 121.

— media aerodinamica, 216.

Curva di momento, 121.

D

Densità dell'aria, 112.

Diagonale alare, 13.

Diagrammi ortogonali e polari, 117.

Diedro trasversale, 148, 150, 229.

Diruttori a fessura, 239.

Disegno degli impennaggi, 255.

— della fusoliera, 251.

— dei comandi, 256.

— dell'ala, 242, 244.

E

Efficienza, 117, 157.

Equilibratore, 146.

Eulero (formula di), 341.

F

Fattore di potenza, 160.

Forza aerodinamica, 110.

Forze d'inerzia, 313, 314.

G

Gallerie del vento, 115, 136.

Ganci di traino, 241.

Grado di stabilità di un profilo, 122.

I

Il velivolo completo, 136.

Imbardata (momento di) 150.

Impennaggi, 139, 153, 215.

Incidenza assoluta (angolo di), 118.

Influenza dell'allungamento sulla polare, 131.

Interferenza aerodinamica, 136.

Ipotesi di volo, 267.

— di atterraggio brusco, 269.

Ipotesi di carico della fusoliera, 314.
 — di portanza massima, 267, 270.
 — di portanza nulla, 268, 289.
 — di velocità massima, 267, 288.

L

Libertà angolare, 257.
 Linee d'acqua, 254.
 Longherone alare, 12, 295, 299.

M

Momento baricentrico, 127.
 — di coda, 140.
 — di cerniera, 146, 340.
 — di un profilo, 120.
 — di rollio, 150.

N

Organi di atterraggio, 232.

O

Norme del R.A.I., 267, 314, 319, 327.

P

Pendenza della traiettoria, 157.
 Polare dell'ala, 117, 119.
 — del velivolo, 131, 138.
 Poligono funicolare, 220.
 Pressione specifica, 331 333.
 Portanza e resistenza, 114.
 Profili alari, 113, 161.
 — Gottinga: 676, 186.
 — — 532, 188.
 — — 533, 190.
 — — 549, 192.
 — N.A.C.A.: 0012, 164.
 — — M 3, 166.
 — — M 6, 168.
 — — 2 R₁ 12, 170.
 — — 2 R₂ 12, 172.
 — — 2412, 174.
 — — 2415, 176.
 — — 2418, 178.
 — — 4412, 180.
 — — 4415, 182.
 — — 4418, 185.
 Prove statiche, 264.

R

Raccordi, 226.
 Raggio d'inerzia, 341.
 Rapporto di planata, 2, 157.
 — di rastremazione, 230.
 — volumetrico di coda, 146.
 Resistenza di profilo, 130.
 — indotta, 130.
 Resistenze passive, 194.
 Retta baricentrica, 127.
 Rette isocline, 142.
 Rigidezza torsionale, 309.
 Rollio, 148.

S

Scivolata (movimento di), 148.
 Sforzo di barra, 147.
 Sistemi di partenza, 5.
 Solette del longherone, 12.
 Sollecitazioni di volo, 262.
 — dell'ala, 269.
 — della fusoliera, 312.
 — degli impennaggi, 327.
 Stabilità di rotta, 153.
 — longitudinale, 139.
 — statica e dinamica, 139.
 — trasversale, 147.
 Stabilizzatore, 146.
 Struttura alare, 12.
 — fusoliera, 14.
 Superficie di manovra trasversale, 150.
 Svergolamento alare, 152, 247.

T

Tirazione sulla traiettoria, 156, 158.
 Torsione elastica ala, 309.

V

Velivolo parziale, 142.
 Velocità di discesa, 2, 158.
 — orizzontale, 5, 158.
 — relativa, 112.
 Verifica della stabilità, 262.
 — — della fusoliera, 320.
 — della struttura alare a torsione, 307.
 — del longherone al momento flettente, 305.
 — del longherone al taglio, 305.
 Volo librato, 1, 156.
 — veleggiato, 3.
 Vortici di estremità, 130.

Stampato da Grafiche CAM
Via Torchiera, 16 - Pandino (CR)